

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
“КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ”

На правах рукопису

КОЗЬКО Костянтин Сергійович

УДК 531.383 (528.563)

**ЄМНІСНИЙ ГРАВІМЕТР АВТОМАТИЗОВАНОЇ
АВІАЦІЙНОЇ ГРАВІМЕТРИЧНОЇ СИСТЕМИ**

05.11.01 – Прилади та методи вимірювання механічних величин

ДИСЕРТАЦІЯ

на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Науковий керівник
д.т.н., проф.,
Заслужений діяч науки
і техніки України
О.М. Безвесільна

Київ – 2016

ЗМІСТ

| | Стор. |
|--|-----------|
| СПИСОК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ І СКОРОЧЕНЬ | 7 |
| ВСТУП | 8 |
| РОЗДІЛ 1. АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ЛІТЕРАТУРИ У ГАЛУЗІ АВІАЦІЙНОЇ ГРАВІМЕТРІЇ | 22 |
| 1.1. Аналіз літератури у галузі авіаційної гравіметрії | 22 |
| 1.1.1. Сильнодемпфовані гравіметри | 22 |
| 1.1.2. Струнні гравіметри | 23 |
| 1.1.3. Гіроскопічні гравіметри | 24 |
| 1.1.4. П'єзоелектричний гравіметр | 25 |
| 1.1.5. Інші типи гравіметрів | 25 |
| 1.1.6. Огляд патентів за темою дослідження | 26 |
| 1.1.7. Сучасні вимоги до точності АГС | 29 |
| 1.2. Ідеологія побудови нового ємнісного гравіметра АГС | 30 |
| 1.3. Конструкція ємнісного гравіметра | 33 |
| 1.4. Принцип дії ємнісного гравіметра | 35 |
| 1.5. Структура закріплення ІМ ЄГ | 37 |
| 1.6. Алгоритм роботи ємнісного гравіметра | 40 |
| 1.7. Перспективні напрямки використання ЄГ | 42 |
| 1.8. Мікроелектромеханічні системи як основа мехатронних систем | 44 |
| 1.9. Висновки до розділу 1 | 46 |
| РОЗДІЛ 2. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ЄМНІСНОГО ГРАВІМЕТ- РА АГС | 47 |
| 2.1. Математична та механічна моделі ЄГ | 47 |
| 2.2. Схеми розміщення ємнісного гравіметра | 50 |
| 2.3. Аналіз видів матеріалів для пластин чутливого елемента ємніс- ного гравіметра | 52 |
| 2.4. Визначення основних параметрів пластин чутливого елемента ємнісного гравіметра | 54 |

| | |
|--|----|
| 2.5. Різновиди корпусів ЄГ | 56 |
| 2.6. Розрахунок основних параметрів ЄА | 58 |
| 2.7. Розрахунки основних електричних параметрів ємнісного гравіметра | 61 |
| 2.8. Фільтрація вихідного сигналу ємнісного гравіметра | 62 |
| 2.9. Визначення основних характеристик ємнісного гравіметра..... | 67 |
| 2.10. Висновки до розділу 2 | 70 |

| | |
|---|-----------|
| РОЗДІЛ 3. АНАЛІЗ ОСНОВНИХ ПОХИБОК ТА ХАРАКТЕРИСТИК ЄМНІСНОГО ГРАВІМЕТРА ТА КОМПОНЕНТІВ, ЩО ВХОДЯТЬ ДО СКЛАДУ АВІАЦІЙНОЇ ГРАВІМЕТРИЧНОЇ СИСТЕМИ | 71 |
| 3.1. Рівняння руху і схема системи стабілізації АГС | 71 |
| 3.2. Рівняння руху і схема системи навігації АГС..... | 74 |
| 3.3. Структурна схема АГС, що використовується для вимірювання аномалії прискорення сили тяжіння..... | 76 |
| 3.4. Структурна схема перетворювача сигналу гравітаційного прискорення у чутливому елементі | 78 |
| 3.5. Аналіз методичних похибок АГС..... | 82 |
| 3.5.1. Допустима похибка вимірювання швидкості..... | 83 |
| 3.5.2. Допустима похибка вимірювання широти | 86 |
| 3.5.3. Допустима похибка вимірювання курсу | 87 |
| 3.5.4. Допустима похибка вимірювання висоти | 88 |
| 3.5.5. Допустима похибка визначення вертикальної швидкості..... | 89 |
| 3.5.6. Допустима похибка стабілізації осі чутливості ємнісного гравіметра | 89 |
| 3.5.7. Допустима похибка визначення шляху | 90 |
| 3.6. Спосіб виставлення осі чутливості ємнісного гравіметра | 92 |
| 3.7. Склад і структура похибок ємнісного гравіметра | 94 |
| 3.7.1. Інструментальні похибки | 94 |
| 3.7.2. Похибка механічного кріплення ємнісного гравіметра до основи..... | 96 |

| | |
|---|------------|
| 3.7.3. Похибка, викликана наявністю різних типів шумів | 97 |
| 3.7.4. Похибка, зумовлена зміщенням нуль-пункту | 98 |
| 3.7.5. Похибки від переносної кутової швидкості | 99 |
| 3.8. Передатна функція ємнісного гравіметра | 102 |
| 3.9. Дослідження стійкості ємнісного гравіметра | 104 |
| 3.9.1. Стійкість за критерієм Гурвіца | 104 |
| 3.9.2. Стійкість за критерієм Найквіста..... | 105 |
| 3.10. Висновки до розділу 3 | 107 |
| РОЗДІЛ 4. МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ ПАРАМЕТРІВ | |
| ЗОВНІШНІХ ЗБУРЕНЬ ТА ШУМІВ НА РОБОТУ ЄМНІСНОГО | |
| ГРАВІМЕТРА | 108 |
| 4.1. Перетворення вигляду рівнянь руху ємнісного гравіметра для цифрового моделювання..... | 108 |
| 4.2. Розробка програми для моделювання роботи ємнісного гравіметра під дією зовнішніх збурень | 110 |
| 4.2.1. Опис інтерфейсу користувача, що використовується у розробленому програмному забезпеченні | 110 |
| 4.2.2. Алгоритм розв'язання диференційного рівняння руху ємнісного гравіметра з використанням чисельних методів | 111 |
| 4.3. Цифрове моделювання та аналіз руху ємнісного гравіметра під дією зовнішніх збурень | 113 |
| 4.4. Використання апарату нейронних мереж для дослідження автоматизованої АГС із ємнісним гравіметром | 121 |
| 4.5. Функціональні алгоритми АГС із ємнісним гравіметром, побудовані на базі нейронних мереж..... | 125 |
| 4.6. Дослідження функціональних алгоритмів АГС із ємнісним гравіметром з використанням чисельних методів | 129 |
| 4.7. Дослідження гравітаційного поля Землі за допомогою вейвлет-аналізу | 134 |
| 4.8. Висновки до розділу 4..... | 137 |

| | |
|--|------------|
| РОЗДІЛ 5. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ЄМНІСНОГО ГРАВІМЕТРА..... | 139 |
| 5.1. Опис лабораторного стенду для досліджень ємнісного гравіметра | 139 |
| 5.1.1. Вібростенд лабораторного стенду | 141 |
| 5.1.2. Досліджуваний ємнісний гравіметр | 143 |
| 5.1.3. Операційний підсилювач | 144 |
| 5.1.4. Мікросистема зібрання даних | 145 |
| 5.1.5. Програмне забезпечення | 157 |
| 5.2. Експериментальні дослідження характеристик ємнісного гравіметра | 159 |
| 5.3. Рівняння руху ємнісного гравіметра у складі автоматизованої авіаційної гравіметричної системи..... | 162 |
| 5.4. Отримання середніх значень даних про аномалії прискорення сили тяжіння | 164 |
| 5.5. Організація авіаційних гравіметричних вимірювань | 165 |
| 5.6. Калібрувальна характеристика ємнісного гравіметра..... | 167 |
| 5.7. Визначення базових параметрів роботи макету | 171 |
| 5.8. Проведення експерименту | 172 |
| 5.9. Визначення метрологічних характеристик ємнісного гравіметра | 176 |
| 5.10. Висновки до розділу 5 | 176 |
| ВИСНОВКИ | 177 |
| ДОДАТКИ | 179 |
| Додаток А. Акти впровадження результатів дисертаційної роботи..... | 180 |
| Додаток Б. Матеріали патенту на винахід “Сенсорна система моніторингу сейсмічної активності” | 182 |
| Додаток В. Матеріали патенту на винахід “Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння” | 188 |
| Додаток Д. Текст програми автоматизованого розрахунку параметрів ЄГ ... | 199 |

| | |
|--|-----|
| Додаток Е. Текст програми на ЕОМ для моделювання роботи ємнісного гравіметра під дією зовнішніх збурень | 205 |
| СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ | 211 |

СПИСОК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ

ЄГ – ємнісний гравіметр

Δg – гравітаційна аномалія

g – гравітаційне прискорення

δ – відстань між обкладками конденсатора

$\Delta\delta$ – зміна відстані між обкладками конденсатора

ω_0 – власна колова частота ЄГ, рад/с

U – стала напруга на ЄГ

ΔU – зміна напруги на ЄГ

C – ємність ЄГ

ΔC – зміна ємності ЄГ

f_g – вихідний сигнал ЄГ

$1 \text{ мГал} = 10^{-5} \text{ м/с}^2$ ($1 \text{ Гал} = 10^{-2} \text{ м/с}^2$)

АГС – авіаційна гравіметрична система

ЕОМ – електронно-обчислювальна машина

ГСП – горизонтально-стабілізована платформа

ГІІП – гіроскопічний інтегратор лінійних прискорень

БСМ – бездротова сенсорна мережа

ІСС – інтегрована сенсорна система

ІНС – інерціальна навігаційна система

СНС – супутникова навігаційна система

МЕМС – мікроелектромеханічна система

ЛА – літальний апарат

ПСТ – прискорення сили тяжіння

ІМ – інерційна маса

ВСТУП

Дослідження прискорення сили тяжіння g та його аномалій Δg на поверхні Землі необхідне в аерокосмічній галузі для корекції інерціальних навігаційних систем, у сейсмології для прогнозу землетрусів, у геології та геофізиці для розвідки корисних копалин, у картографії для визначення форми Землі та у інших галузях науки і техніки. Отримана інформація щодо g та Δg сьогодні особливо актуальна у зв'язку з нестачею енергоносіїв (нафта, газ), необхідністю визначення покладів урану, золота, алмазів та інш. Цю інформацію дозволяють отримати авіаційні гравіметричні вимірювання, які здійснюються більш швидко, у віддалених районах полюсів Землі та її екватору і значно з меншою вартістю, ніж наземні або морські вимірювання.

Ефективність авіаційних гравіметричних вимірювань великим чином залежить від гравіметра, який є основним елементом автоматизованої авіаційної гравіметричної системи (АГС).

Найбільш значними і відомими у світі є дослідження g або Δg , проведені на борту літального апарату (ЛА) в Інституті Фізики Землі (Росія) з кварцовим гравіметром під керівництвом Попова Є.І., в Інституті Геофізики РАН зі струнним гравіметром під керівництвом Лозинської А.М., в НТУУ «КПІ» з гіроскопічними гравіметрами різних типів під керівництвом Безвесільної О.М., у Масачусетському технологічному інституті (США) з гравіметром типу RIGA [1, 2]. Точність цих вимірювань 2-10 мГал. Відомі й інші типи гравіметрів (Чекан, магнітні та інші), які є, в основному, модифікаціями морських гравіметрів. Вони мають великі габарити і вартість.

Дослідження в області гіроскопічних гравіметрів базуються на наукових працях Збруцького О.В., Павловського М.А., Одинцова А.О., Самотокіна Б.Б., Рижкова Л.М., Карачуна В.В. та інш.

Одним із найбільш перспективних гравіметрів є ємнісний гравіметр (ЄГ), який має високі чутливість і точність, малі габарити та вагу, низьку вартість, простоту виготовлення. Дослідження ємнісних перетворювачів міс-

тяться у працях Шарапова В.М., Петренка С.Ф., Кошового М.Д. Однак, невідомі дослідження ємнісного гравіметра [3,4].

Відомі названі вище гравіметри вимірюють разом із прискоренням сили тяжіння g вертикальне прискорення \ddot{h} , високоточне вимірювання \ddot{h} - вимагає застосування додаткових фільтрів, що зменшує надійність вимірювань та ускладнює схему приладу. Перевагами ЄГ перед відомими гравіметрами є висока чутливість, лінійність характеристики, малі габарити та вага, невелика вартість, простота виготовлення, можливість фільтрації вихідного сигналу без використання додаткових фільтрів.

Для досліджень похибок ЄГ корисними є праці Володарського Є.Т., Кваснікова В.П., Кухарчука В.В., Коломійця Л.В., та інших.

Актуальність теми

Сьогодні відомі авіаційні гравіметричні дослідження виконуються з точністю 2-10 мГал, що недостатньо. Актуальною є задача вимірювань з точністю 1 мГал. Окрім того, відомі дослідження g або Δg проводяться з недостатньою швидкістю. В основному, обробка результатів вимірювань проводиться на Землі протягом місяців часу. Це неприпустимо. Актуальною є задача підвищення швидкодії вимірювань. Ця задача може бути вирішена шляхом створення нового ємнісного гравіметра (ЄГ) АГС. Ємнісний гравіметр є найбільш чутливим і точним із всіх сучасних гравіметрів [1].

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами

Наукова роботи, результати якої узагальнені у дисертації, виконувались у відповідних науково-дослідних роботах між кафедрою приладобудування НТУУ «КПІ» та МОН України:

№ 2638ф “Узагальнення та розвиток теорії та експериментальних основ створення гравіметричних засобів вимірювання з динамічним настроюванням” (номер держреєстрації 0103U000237), де здобувачеві належить розділ 1, в якому наведено аналітичний огляд літератури в галузі авіаційної гравіметрії;

№ 2803ф “Теорія та принципи побудови нового екологічного комп’ютерно-інтегрованого діагностичного комплексу з використанням нанотехнологій, нейронних мереж” (номер держреєстрації 0105U001085). У ній здобувачеві належить розділ 3, в якому розглянуто блок – схеми та рівняння руху основних компонентів – інерціальної навігаційної системи, системи стабілізації, АГС;

№ 2113 “Наукові теоретичні та експериментальні дослідження для одержання нових знань про закономірності розподілу гравітаційних аномалій Землі” (номер держреєстрації 0108U000623): здобувач провів роботи над розділом 2, в якому наведено аналіз та розрахунки похибок гравіметра;

№2411ф “Науково-теоретичні дослідження нової прецизійної інерціальної навігаційної системи в екстремальних умовах з використанням нейронних мереж” (номер держреєстрації 0111U000714): здобувачеві належить розділ 4, в якому висвітлено експериментальні дослідження.

Мета та задачі дослідження

Мета: збільшити точність та швидкодію вимірювань g або Δg використовуючи новий ємнісний гравіметр автоматизованої авіаційної гравіметричної системи..

Об’єктом дослідження є процес вимірювання g або Δg використанням нового ємнісного гравіметра автоматизованої авіаційної гравіметричної системи.

Предметом дослідження є новий ємнісний гравіметр АГС.

Для досягнення мети дослідження вирішено наступні *основні задачі*:

- провести аналіз відомої літератури у галузі авіаційної гравіметрії, порівняти існуючі гравіметри АГС (вказати їх переваги та недоліки);
- описати конструкцію та надати принцип дії нового ЄГ АГС;
- отримати рівняння руху нового ЄГ АГС;
- надати рішення щодо фільтрації вихідного сигналу ЄГ АГС;
- розглянути основні похибки ЄГ та надати пропозиції по їх зменшенню;

- за допомогою ЕОМ здійснити математичне моделювання (та аналіз результатів) основних вібраційних режимів роботи нового ЄГ АГС в умовах, наближених до умов льоту ЛА;

- використати апарат нейронних мереж для зменшення залишкових похибок від впливів вертикального прискорення та інструментальних похибок ЄГ;

- дослідити експериментально новий ЄГ.

Методи дослідження:

- аналіз патентів, науково-технічної літератури, даних Internet (розділ 1);

- аналіз фізики роботи ємнісного перетворювача (розділ 2);

- проведення скасування впливу на ЄГ залишкових похибок від вертикального прискорення та інструментальних похибок шляхом використання фільтрації похибок (розділ 2);

- розрахунки та аналіз похибок ЄГ із урахуванням діючих на нього параметрів зовнішніх збурень (розділи 3, 4);

- метод алгоритмічної обробки вихідного сигналу ЄГ на основі апарату нейронних мереж (розділ 4);

- лабораторні дослідження нового ЄГ з використанням розроблених нових алгоритмів та комп'ютерних програм (розділ 5).

Наукова новизна одержаних результатів

- розроблено і досліджено новий ЄГ АГС більшої точності (1 мГал) порівняно з відомими (2 – 10 мГал);

- вирішено задачу фільтрації вихідного сигналу ЄГ АГС заданням частоти власних коливань ЄГ, яка дорівнює тій, в якій перетинаються спектральні щільності корисного сигналу g та сигналу основної завади \ddot{h} ;

- встановлено шляхом моделювання на ЕОМ режимів роботи, які можуть бути резонансними, а тому є найбільш небезпечними ($\omega=\omega_0$, $\omega=2\omega_0$, $\omega=3\omega_0$, $\omega=\omega_0/2$, $\omega=\omega_0/3$), що резонанс виникає тільки при $\omega=\omega_0=0,1$ рад/с, при збільшенні коефіцієнта демпфірування до 0,705 резонанс зникає;

- використано апарат нейронних мереж для зменшення залишкових похибок від \ddot{h} та інструментальних похибок нового ЄГ;

- проведено лабораторні дослідження нового ЄГ. Результати експериментальних досліджень збіглися з аналітичними та результатами цифрового моделювання.

Новизну отриманих результатів дисертації підтверджено патентом України № 105122 від 10.04.2014 р.

Практичне значення одержаних результатів

- підтверджено доцільність використання нового ЄГ АГС більшої точності (1 мГал) порівняно з відомими (2 – 10 мГал);

- створено лабораторний стенд для експериментальних досліджень ЄГ;

- розроблено методику та алгоритм досліджень g та Δg ЄГ АГС.

Вказані результати дозволили підвищити точність вимірювань g у 2 рази (1 мГал), швидкодію у 10 разів на відміну од відомих авіаційних гравіметрів, які забезпечують результати з точністю не більше 2 – 10 мГал.

За результатами дисертації розроблено матеріали, які впроваджено у навчальний процес кафедри приладобудування НТУУ «КПІ» при проведенні лабораторних та практичних занять із навчальних дисциплін “Перетворюючі пристрої приладів”, «Наукові дослідження в галузі вимірювання механічних величин», а також – у наукові праці за тематикою ПАТ “НВО “Київський завод автоматики ім. Г.І. Петровського”.

Особистий внесок здобувача.

Дисертаційна робота є узагальненням досліджень, проведених разом із науковим керівником д.т.н., проф. Безвесільною О.М. Здобувачем проведено аналітичний огляд літератури в області існуючих авіаційних гравіметрів, описано конструкцію та викладено фізичні основи роботи нового ЄГ АГС. Виведено рівняння руху нового ЄГ. Запропоновано засоби та методи по усуненню можливих похибок вимірювання ЄГ. Запропоновано вирішення задачі фільтрації вихідного сигналу ЄГ АГС. Здійснено цифрове моделювання, експериментальні дослідження роботи ЄГ. Використано апарат нейронних ме-

реж для зменшення залишкових похибок від \ddot{h} та інструментальних похибок нового ЄГ

Достовірність та обґрунтованість результатів дисертаційної роботи підтверджено збіжністю аналітичних розрахунків, експериментально та моделюванням на ЕОМ.

За темою дисертації опубліковано наступні наукові праці:

Публікації у фахових виданнях:

1. Безвесільна О. М. Бездротова система моніторингу сейсмічної активності [Текст] / О. М. Безвесільна, К. С. Козько // Вісник ЖДТУ / Технічні науки. – 2012. – № 1 (60). – С. 37–41.

Здобувачем розглянуто конструкції ємнісного сенсора, базової станції та сенсорного вузла системи моніторингу сейсмічної активності.

2. Безвесильная Е. М. Расчет кольцевого резонатора пьезоэлектрического двигателя и моделирование его в программном продукте ANSYS [Текст] / Е. М. Безвесильная, К. С. Козько, С. Ф. Петренко // Журнал «Электронное моделирование». – 2012. – №3. – С. 105–113.

Здобувачем проведено моделювання кільцевого п'єзорезонатора в програмному продукті ANSYS.

3. Безвесільна О. М. Апаратно-програмний комплекс для експериментального дослідження ємнісного гравіметра [Текст] / О. М. Безвесільна, К. С. Козько // Вісник інженерної академії України. – 2013. – №2. – с.15-17.

Здобувачем розглянуто конструктивну схему апаратно-програмного комплексу для експериментального дослідження ємнісного гравіметра.

4. Bezvesilnaya, E.N. Gravimeter of aviation gravimetric system [Text] / E.N. Bezvesilnaya, A.G. Tkachuk, K.S. Kozko // The advanced science journal (USA). – 2013. – №4. – P. 41–46. (Іноземне видання).

Здобувачем надано опис нового гравіметра авіаційної гравіметричної системи, за допомогою якого можливо забезпечити точність вимірювання гравітаційного прискорення в 1 мГал.

5. Bezvesilnaya, E.N. System for airborne gravimetry [Text] / E.N. Bezvesilnaya, A.G. Tkachuk, K.S. Kozko // European Applied Sciences (Germany). – 2013. – №5(2). – P. 37–40. (Іноземне видання).

Здобувачем проведено аналіз принципової схеми авіаційної гравіметричної системи та наведено розгляд її чутливого елемента.

6. Безвесільна, О.М. Аналіз конструктивних особливостей ємнісного акселерометра [Текст] / О. М. Безвесільна, Р. О. Демчук, К. С. Козько // Вісник інженерної академії України. – 2013. – №3-4. – с.8-10.

Здобувачем запропоновано конструкцію нового ємнісного гравіметра.

7. Безвесільна, О.М. Моделювання впливу параметрів збурень на роботу гравіметра АГС [Текст] / О. М. Безвесільна, А. А. Горбачов, К. С. Козько, Л. О. Чепюк // Вісник інженерної академії України. – 2014. – №4. – с.16-22.

Здобувачем проаналізовано вплив параметрів збурень на роботу гравіметра АГС.

8. Безвесільна, О.М. Сучасні гравіметри авіаційної гравіметричної системи [Текст] / О. М. Безвесільна, К. С. Козько, А.Г. Ткачук, Л. О. Чепюк // Геофизический журнал (UK). – 2015. – №2. – т. 37. – с.86-94.

Здобувачем проведено аналіз сучасних гравіметрів авіаційних гравіметричних систем.

Патенти:

9. Патент на винахід 102352, Україна, МПК G01V 1/22 (2006.01). Бездротова система моніторингу сейсмічної активності / Безвесільна О.М., Козько К. С. – № а 2012 09284; заяв. 30.07.2012; опубл. 25.06.2013, Бюл. № 12.

Здобувачем запропоновано систему спостереження за сейсмічною активністю, яка використовує бездротовий зв'язок між базовою станцією та сейсмомодулями.

10. Патент на винахід 105122, Україна, МПК G01V 7/16 (2006.01). Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння / Безвесільна О.М., Ткачук А. Г., Козько К. С. – № а 2013 04061; заяв. 01.04.2013; опубл. 10.04.2014, Бюл. № 7.

Здобувачем запропоновано ємнісний гравіметр авіаційної гравіметричної системи.

Тези доповідей на наукових конференціях:

11. Безвесільна, О.М. Експериментальні дослідження градування акселерометра [Текст] / О. М. Безвесільна, К. С. Козько, Л. О. Чепюк // X International scientific and practical conference “Conduct of modern science” (UK). – 2014. – v. 24. – p. 18-22.

Здобувачем проведено градування вібраційного акселерометра.

12. Kozko, K. S. Gravimeter Output Filtering [Text] / K. S. Kozko, E. N. Bezvesilnaya, A. G. Tkachuk // XV International PhD Workshop OWD 2013 (Poland). – 2013. – №33. – P. 306–309.

Здобувачем розглянуто спосіб, за допомогою якого можливо прибрати вплив високочастотних завад на вихідний сигнал ємнісного гравіметра.

13. Безвесільна, О.М. Вплив зміни температури на стохастичні характеристики похибки інерційного датчика на основі МЕМС [Текст] / О.М. Безвесільна, К. С. Козько // Перша наук.-практ. конференція студентів, аспірантів та молодих вчених “Сучасні тенденції розвитку приладобудування”: тези допов. – Луганськ, 2012. – С. 136-137.

Здобувачем проаналізовано вплив зміни температури навколишнього середовища на стохастичну складову похибки інерційного датчика на основі МЕМС.

14. Безвесільна, О.М. Статичні похибки гіроскопічного гравіметра [Текст] / О.М. Безвесільна, К. С. Козько // VI Міжнародна наук.-техн. конференція “Інформаційно-комп’ютерні технології 2012” : тези допов. – Житомир, 2012. – С. 22-23.

Здобувачем проаналізовано статичні похибки гіроскопічного гравіметра.

15. Безвесільна, О.М. Знешумлення вихідного сигналу ємнісного гравіметра [Текст] / О.М. Безвесільна, К. С. Козько // Міжнародна наук.-техн.

конференція “Автоматизація: проблеми, ідеї, рішення”: тези допов.– Севастополь, 2013. – С. 134-135.

Здобувачем розглянуто спосіб виділення сигналу гравітаційної аномалії лінійної системи з суміші сигналу та шуму.

16. Безвесільна, О.М. Вплив зміни температури на стохастичні характеристики похибки ємнісного гравіметра [Текст] // О.М. Безвесільна, К. С. Козько // НПК on-line конференція присвячена Дню науки: тези допов.– Житомир, 2013. – С. 68-69.

Здобувачем розглянуто вплив зміни температури на похибку ємнісного гравіметра.

17. Безвесільна, О.М. Гравіметр авіаційної гравіметричної системи нового типу [Текст] // О.М. Безвесільна, К. С. Козько // НПК on-line конференція присвячена Дню науки: тези допов.– Житомир, 2014. – С. 224-225.

Здобувачем запропоновано ємнісний гравіметр у якості гравіметра авіаційної гравіметричної системи нового типу.

18. Безвесільна, О.М. Ємнісний гравіметр спеціалізованої комп'ютеризованої системи [Текст] // О.М. Безвесільна, К. С. Козько // П'ята міжнародна конференція студентів та молодих науковців «Сучасні інформаційні технології 2015».– Одеса, 2015. – С. 107-108.

Здобувачем надано функціональну схему і принцип дії нового високоточного ємнісного гравіметра спеціалізованої комп'ютеризованої системи.

19. Безвесільна, О.М. Двоканальний ємнісний гравіметр [Текст] // О.М. Безвесільна, К. С. Козько // І всеукраїнська НТК «Комп'ютерні технології: інновації, проблеми, рішення 2015».– Житомир, 2015. – С. 47-48.

Здобувачем запропоновано двоканальний ємнісний гравіметр.

20. Безвесільна, О.М. Ємнісний гравіметр авіаційної гравіметричної системи [Текст] // О.М. Безвесільна, К. С. Козько // Всеукраїнська науково-практична on-line конференція “Технічні науки на сучасному етапі” (присвячена Дню науки).– Житомир, 2015. – С. 52-53.

Здобувачем запропоновано ємнісний гравіметр у якості гравіметра авіаційної гравіметричної системи.

21. Безвесільна, О.М. Апаратно-програмний комплекс для експериментального дослідження ємнісного гравіметра [Текст] // О.М. Безвесільна, К. С. Козько // 14-та Міжнародна науково-технічна конференція “ПРИЛАДОБУДУВАННЯ: стан і перспективи”.– Київ, 2015. – С. 98.

Здобувачем запропоновано апаратно-програмний комплекс для експериментального дослідження ємнісного гравіметра.

22. Безвесільна, О.М. Спосіб компенсації похибок вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння авіаційної гравіметричної системи [Текст] // О.М. Безвесільна, К. С. Козько, Л. О. Чепюк // 8 Міжнародна науково-практична конференція «Інтегровані інтелектуальні робото технічні комплекси (ІРТК-2015).– Київ, 2015. – С. 143-145.

Здобувачем запропоновано спосіб компенсації похибок вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння авіаційної гравіметричної системи.

23. Безвесільна, О.М. Обробка даних вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння авіаційної гравіметричної системи [Текст] // О.М. Безвесільна, К. С. Козько, Л. О. Чепюк // 8 Міжнародна науково-практична конференція «Інтегровані інтелектуальні робото технічні комплекси (ІРТК-2015).– Київ, 2015. – С. 141-142.

Здобувачем запропоновано спосіб обробки даних вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння авіаційної гравіметричної системи.

24. Безвесільна, О.М. Конструкція та математична модель ємнісного гравіметра [Текст] // О.М. Безвесільна, К. С. Козько // VIII НПК студентів та аспірантів "Погляд у майбутнє Приладобудування".– Київ, 2015. – С. 76.

Здобувачем розглянуто конструкцію та математична модель ємнісного гравіметра.

25. Безвесильная, Е.Н. Определение координат мобильного робота на основе показаний акселерометра, выраженных в кватернионной форме [Текст] // Е.Н. Безвесильная, В.С. Кожух, К. С. Козько // 42 Міжнародна нау-

кова школа-семінар «Питання оптимізації обчислень (ПОО-ХЛІІ)».– Київ, 2015. – С. 167.

Здобувачем розглянуто використання акселерометра або гравіметра для навігації мобільного робота.

Апробація результатів дисертації

Основні положення, викладені у дисертаційній роботі, розглядалися на наступних науково-технічних семінарах та конференціях: VI міжнародна науково-технічна конференція “Інформаційно-комп’ютерні технології 2012” (Житомир, 2012р.); I науково-технічна конференція “Сучасні тенденції розвитку приладобудування” (Луганськ, 2012р.); міжнародна науково-технічна конференція “Автоматизація: проблеми, ідеї, рішення” (Севастополь, 2013 р.); міжвузівська науково-практична конференція, присвячена Дню науки (Житомир, 2013-2015pp.); XV International PhD Workshop OWD 2013 (Польща, 2013р.); X International scientific and practical conference, «Conduct of modern science» (Об’єднане Королівство, 2014), I всеукраїнська НТК «Комп’ютерні технології: інновації, проблеми, рішення 2015» (Житомир, 2015), 14-та Міжнародна науково-технічна конференція “Приладобудування: стан і перспективи”, (Київ, НТУУ «КПІ», 2015), 8 Міжнародна науково-практична конференція «Інтегровані інтелектуальні робото технічні комплекси (ІРТК-2015) (Київ, 2015), V МНТК Сучасні інформаційні технології – 2015 (Одеса, 2015), VIII НПК студентів та аспірантів "Погляд у майбутнє Приладобудування" (Київ, 2015), Міжнародна наукова школа-семінар “Питання оптимізації обчислень (ПОО-ХЛІІ)” (Україна, 2015).

Публікації

Основний зміст дисертації відображено у 25 наукових працях: 8 статей у фахових наукових виданнях (із них 3 у виданнях України, які включено до наукометричних баз даних, а також 2 статті в іноземних виданнях), 15 публікацій у матеріалах конференцій, 2 патенти України на винахід.

Структура дисертації

Дисертація складається із вступу, п'яти розділів, загальних висновків, списку використаних джерел із 119 назв та 5 додатків. Роботу викладено на 178 сторінках основного друкованого тексту. У тексті використано 92 рисунки та 22 таблиці. Повний обсяг дисертаційної роботи складає 223 сторінки друкованого тексту.

У вступі обґрунтовано актуальність теми дисертації, доцільність використання нового ЄГ АГС, визначено мету і задачі дисертації, сформальована наукова новизна та практичне значення отриманих результатів.

У першому розділі проаналізовано сучасний стан авіаційної гравіметрії. Виконано порівняння технічних характеристик та властивостей відомих гравіметрів АГС. Наведено обґрунтування доцільності дослідження нового ЄГ у якості ЧЕ автоматизованої АГС. Визначено вимоги до точності основних компонентів, які входять до АГС із ЄГ.

Описано принцип, за яким працює новий ЄГ та розроблено принципову схему автоматизованої АГС на його основі.

Сформульовано основне рівняння, за допомогою якого можливо визначити аномалію прискорення сили тяжіння при використанні автоматизованої АГС із ЄГ. На відміну від рівнянь, які використовуються у відомій літературі. У ньому відсутнє значення основної завади, яка впливає на вихідне значення ПСТ – вертикального прискорення, викликаного рухом ЛА

У другому розділі отримано математичну модель, що описує новий ЄГ у складі автоматизованої АГС.

Також у даному розділі проведено аналіз спектральних щільностей основних складових, що впливають на вихідний сигнал ЄГ. Такими складовими є корисний сигнал – прискорення сили тяжіння, а також сигнал основної завади, яким є вертикальне прискорення, викликане рухом ЛА. За результатами аналізу зроблено висновок, що використавши фільтр, частота зрізу якого дорівнює 0,1 рад/с, можливо відокремити корисний сигнал, яким є прискорення сили тяжіння, від сигналу основної завади, створюваного вертикальним при-

скоренням. При цьому похибка матиме значення менше, ніж 1 мГал. Одночасно з цим з вихідного сигналу гравіметра відфільтровуються також інші компоненти збурень, які мають переважну частоту більшу, ніж 0,1 рад/с, наприклад, кутові або поступальні віброприскорення.

Проаналізовано основні характеристики матеріалів, які можуть бути використаними для виготовлення обкладок чутливого елемента нового ЄГ. Найкращі властивості з розглянутих має кристалічний ніобат літію, який і було обрано.

У третьому розділі запропоновано структурну схему перетворювача, вихідний сигнал якого пропорційний прискоренню сили тяжіння у ємнісному елементі нового ЄГ.

Проаналізовано похибки, що можуть бути викликані неточностями методу вимірювання у автоматизованій АГС із ємнісним гравіметром та розраховано максимальні значення, яких вони можуть набувати, якщо точності з якою визначається Δg , становить 1 мГал. Також розглянуто основні похибки нового ЄГ, який входить до складу автоматизованої АГС.

У четвертому розділі проведено цифрове моделювання роботи ЄГ автоматизованої АГС на розробленому програмному забезпеченні.

За допомогою цифрового моделювання підтверджено точність ЄГ рівною 1 мГал.

Запропоновано використання апарату нейронних мереж для розробки алгоритмів обробки даних у автоматизованій АГС зі ЄГ. Проведено аналіз роботи АГС у режимі підготовки ЛА до польоту та в процесі польоту. Показано, що використаний апарат нейронних мереж забезпечує зменшення залишкових похибок від \ddot{h} та інструментальних похибок нового ЄГ на вихідний сигнал автоматизованої АГС.

У п'ятому розділі описано установку для проведення лабораторних досліджень при встановленні ЄГ на вібростенді та запропоновано нові алгоритм та методику досліджень g та Δg ємнісним гравіметром АГС.

Розглянуто принципову схему, за якою можна побудувати пристрій для реєстрації сигналу, що надходить з ЄГ.

Отримано калібрувальну характеристику нового ЄГ, з якої видно, що при зміні кута відхилення осі чутливості нового ЄГ порівняно з вертикальним положенням, його покази та величина похибки змінюються прямо пропорційно.

Зроблено висновок, що точність вимірювань ємнісного гравіметра 1 мГал підтверджується збіжністю аналітичних розрахунків, результатів експериментальних досліджень та цифрового моделювання.

У загальних висновках підсумовано основні результати досліджень, проведених у дисертаційній роботі, як теоретичних, так і експериментальних, отриманих у лабораторних умовах.

РОЗДІЛ 1. АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД ЛІТЕРАТУРИ У ГАЛУЗІ АВІАЦІЙНОЇ ГРАВІМЕТРІЇ

1.1. Аналіз літератури у галузі авіаційної гравіметрії

На сьогодні у літературі відомі описи певних типів гравіметрів, але немає комплексного огляду гравіметрів АГС. Отже, задачею даного параграфу є аналіз найбільш розповсюджених типів гравіметрів АГС, розроблених як на території колишнього СРСР та СНД, так і в інших країнах. Викладення даного матеріалу міститься у публікаціях автора [50 та ін].

1.1.1. Сильнодемпфовані гравіметри

Кварцові сильнодемпфовані гравіметри типу ГНУ-КВ (рис. 1.1) показали добрі результати при морських гравіметричних зйомках, коли час усереднення є досить великим і відлік можна здійснювати після досягнення маятником положення статичної рівноваги.

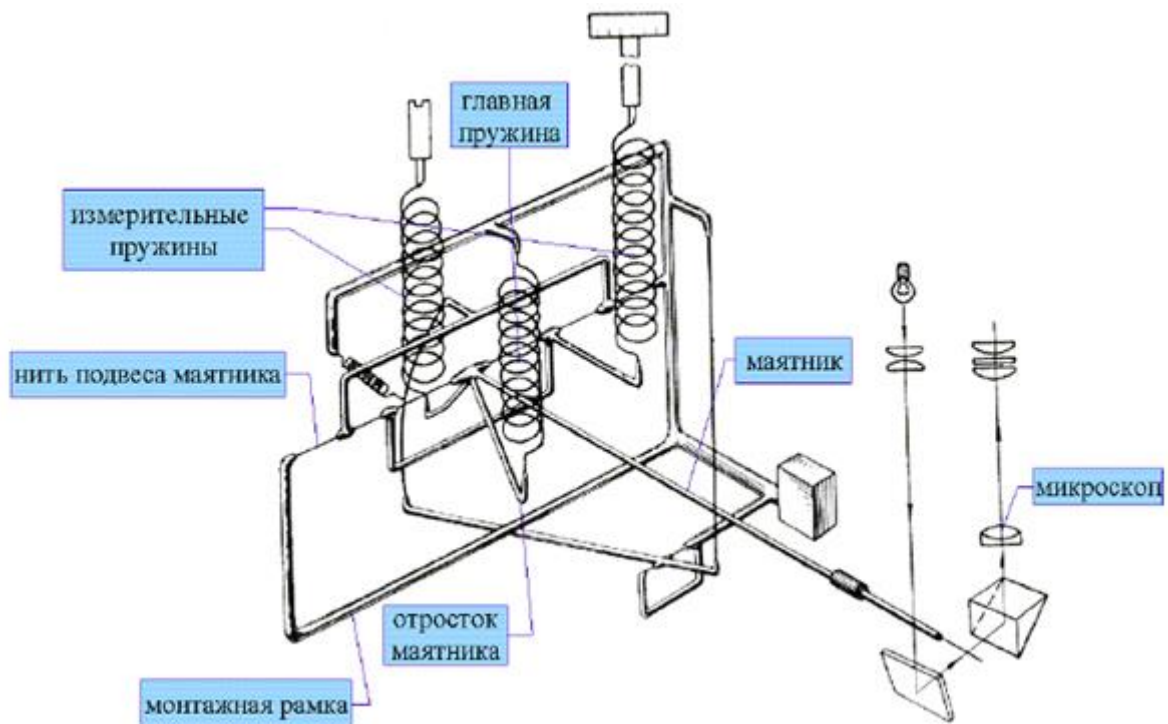


Рис. 1.1. Гравіметр ГНУ-КВ:

ГНУ-КВ виступає у ролі фільтра, який пропускає корисні низькочастотний сигнал прискорення сили тяжіння і приглушує високочастотний сигнал перешкоди. Проте для літакових вимірювань швидкодія ГНУ-КВ є недостатньою (з сильно демпфірованим гравіметром можна досягти швидкого відліку, якщо не чекати повної зупинки маятника і реєструвати як миттєве положення, так і швидкість його переміщення, яка вимірюється з великими похибками) [1]. Точність ГНУ-КВ 3-5 мГл [10].

1.1.2. Струнні гравіметри

Струнні гравіметри (рис. 1.2) (ГСД ВНДІ-Геофізики (Росія), Arma Lot D, Arma D4E (США) та інш.) є набагато зручнішими з огляду на швидку і точну цифрову реєстрацію прискорень на літаку. Перевагами є малість сталої часу, що важливо при вимірюваннях прискорення сили тяжіння на літаку; майже необмежений діапазон вимірювання вхідних величин без перебудови приладу; частотно-модульований вихідний сигнал [1].

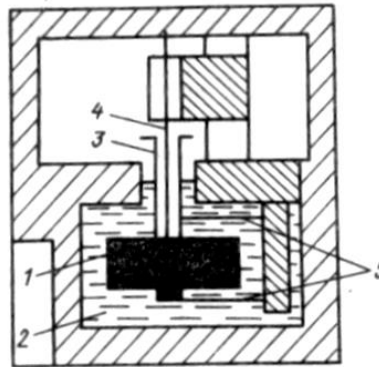


Рис. 1.2. Струнний гравіметр ГСД:

1 – маса; 2 – в'язка рідина; 3 – трубка; 4 – струна; 5 – пружини

Однак струнні гравіметри ГСД мають і недоліки [1]: за умов літакових вібрацій можуть виникати великі систематичні похибки; при деяких частотах вібрацій спостерігають невраховувані відхилення, пов'язані з резонансами окремих елементів струнних гравіметрів; динамічний температурний коефіцієнт, зумовлений вертикальними конвекційними потоками, що виникають у рідині внаслідок зміни температури, досить високий; прилади піддаються барометричному ефекту – явищу, пов'язаному з деформаціями стінок трубки з

демпфіруючою рідиною під дією атмосферного тиску. Точність ГС 5-8 мГл [12].

Подальші дослідження струнних авіаційних гравіметрів розробки ВНДГеофізики проводились лабораторією управління і навігації разом з Московським інститутом електромеханіки і автоматики (МІЕіА). Обробкою даних займались ВНДГеофізики та МДУ.

1.1.3. Гіроскопічні гравіметри

Дослідження, проведені у США та в Україні в НТУУ «КПІ» Безвесільною О. М., показали, що перспективнішими, ніж сильно демпфіровані та струнні гравіметри для застосування в АГС є прилади типу гіроскопічного інтегратора лінійних прискорень (ГІЛП) [1].

Стабільність показників гравіметра типу ГІЛП визначається сталістю кінетичного моменту ротора гіроскопа, яка, у свою чергу, визначається стабільністю частоти напруги живлення. Забезпечити сталість кінетичного моменту не так складно, як стабільність інших параметрів, що визначають стабільність роботи згаданих вище типів гравіметрів. Проте, незважаючи на свої переваги, гірогравіметри мають і певні недоліки. Вони потребують застосування пристроїв для вимірювання кутової швидкості повороту гіроскопа, які відрізняються малими габаритними розмірами, невеликим моментом зворотної дії, низьким порогом чутливості, великим діапазоном вимірюваних швидкостей. Це призводить до подорожчання приладу і зниження його надійності. Крім того, для визначення напряму істинної гравітаційної вертикалі потрібна надзвичайна точність стабілізації осі чутливості приладу. Обертання гіроскопа навколо осі зовнішньої рамки зумовлює появу різного роду збурюючих моментів, що також знижують точність приладу. Тому точність гіроскопічних приладів складає 3 мГл.

1.1.4. П'єзоелектричний гравіметр

З 2011р. в лабораторії наукових досліджень кафедри приладобудування НТУУ «КПІ» та кафедри АУТП та КТ ЖДТУ к.т.н. старшим викладачем Ткачуком А.Г. та д.т.н. професором Безвесільною О.М. розроблено новий п'єзоелектричний гравіметр АГС[118].

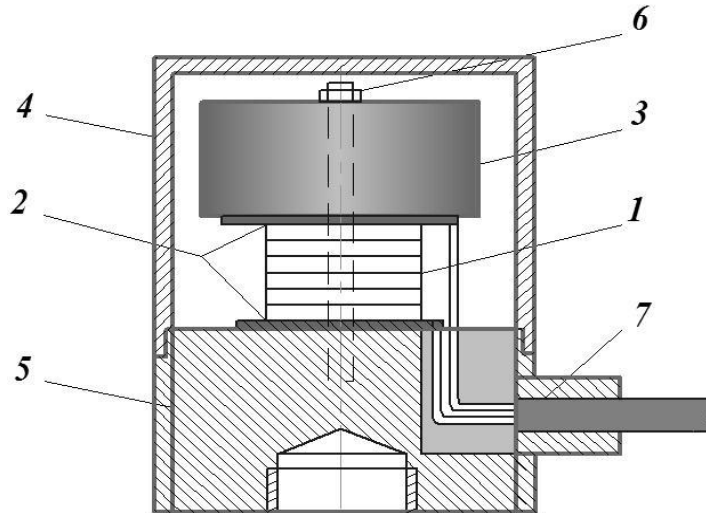


Рис. 1.3: 1 – п'єзoeлемент; 2 – ізолятори; 3 – інерційна маса; 4 – основа ПГ; 5 – корпус, що є герметичним; 6 – фіксуєчий гвинт; 7 – сигнальний кабель[118]

Обґрунтовано, що точність його 1.5 мГал.

1.1.5. Інші типи гравіметрів

З 1996 р. MIEiA разом з МДУ та австралійською фірмою World Geoscience Corp. Ltd. проводились авіаційні дослідження з доопрацьованим серійним російським акселерометром АК-6 (кварцовим). Досягнуто точність 4 мГал[116].

З 2000 р. ЗАТ «Гравіметричні технології», фірма “Fugro Airborne Surveys” проводять роботи з авіаційним гравіметром МАГ-1 (GT1A). Точність 3 мГал[116].



Рис. 1.4. Аерогравіметр МАГ-1М у салоні гелікоптера[116]

З 2000 р. лабораторія управління і навігації розробила і впровадила гравіметричний комплекс «Гравітон-М» розробки ЗАТ «Аерогеофізика». Точність 3 мГал[116].

Сьогодні перспективним є використання безпілотних літальних апаратів (БПЛА) для проведення геолого-геофізичних досліджень на базі маятникових акселерометрів АК-6. Точність 5 мГал[115].

З 2002 р. Інститутом фізики Землі РАН та МДУ проводяться дослідження гравіметра «Чекан-АМ» розробки ЦНДІ «Електроприлад». Точність 6 мГал[117].

1.1.6 Огляд патентів за темою дослідження

Застосування ЄГ у різних галузях є перспективною. З впливом науково-технічного прогресу кожним роком ЄГ стають все досконалішими. Огляд патентів наведено в табл. 1.1.

Таблиця 1.1

| Назва патенту | Рисунок | Примітки |
|---|--|--|
| <p>«Емнісний гравіметр та спосіб його виготовлення»</p> <p>Російська федерація, 1996 р.</p> |  | <p>Винахід направлено на поліпшення метрологічних характеристик і спрощення технології виготовлення гравіметра</p> |
| <p>«Ємнісний гравіметр»</p> <p>Російська федерація, 2010 р.</p> |  | <p>Введений перетворювач частоти в напругу і фільтр низьких частот.</p> |
| <p>«Мікромеханічний гравіметр»</p> <p>Російська федерація, 2012 р.</p> |  | <p>Забезпечений упорами, що обмежують переміщення інерційної маси вздовж осі чутливості</p> |
| <p>«Capacitive type semiconductor accelerometer»,</p> <p>США, 1993р.</p> |  | <p>ЄГ напівпровідникового типу</p> |

Продовження Таблиці 1.1

| | | |
|--|--|---|
| <p>«MEMS accelerometer», США, 2010</p> | | <p>МЕМС гравіметр</p> |
| <p>«Capacitive accelerometer» США, 2010 р.</p> | | <p>Використання нового виду ІМ</p> |
| <p>«In-plane capacitive MEMS accelerometer» США, 2012р.</p> | | <p>Призначений для вимі- рювання прискорення в площині</p> |
| <p>«Microelectromechanical three-axis capacitive accelerometer» США, 2012 р.</p> | | <p>Зменшення габаритів ЄГ, та вимірювання прискорення по трьом осям</p> |

1.1.7. Сучасні вимоги до точності АГС

На сьогоднішній день точність вимірювань, що проводяться з використанням АГС має бути не менше 1 мГл. Однак, більшість авіаційних гравіметричних систем з різними типами гравіметрів (ГС, ГАЛ-С) мають низькі точність та швидкодію і невисокий діапазон вимірювання. Системи ж з вищим діапазоном вимірювань (більше десятків мГл) потребують підвищення точності. У цілому авіаційні гравіметричні системи потребують підвищення швидкодії [2]. Для досягнення таких результатів необхідно підвищувати точність використовуваних гравіметрів, покращувати математичну модель, що використовується в АГС, компенсувати похибки вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння.

Проф. В.Р.Гамерт [30] та Дж.К.Харіссон [31] (США), у своїх дослідженнях, результати яких були опубліковані у 1994-1995 роках вказували, що з економічної точки зору використання авіаційних гравіметричних систем має сенс лише за умови досягнення точності не гірше, ніж 2мГл. Між тим, у звіті, опублікованому професором Джоном Ханною з школи геології університету Отаго, Нова Зеландія [33] у січні 2001 року говориться про те, що для існуючих комерційних реалізацій АГС досяжна точність 3 мГл, але лише за майже ідеальних погодних умов і при використанні лише певних типів літаків і за умов дотримання чітко визначених виробником АГС висоти, швидкості та напрямку руху.

Основним обмеженням, що знижує точність АГС є точність вимірювання прискорення за допомогою гравіметра. Для покращення результатів вимірювань необхідно досягти точності гравіметра не гірше 1 мГал.

1.2. Ідеологія побудови нового ємнісного гравіметра АГС

Гравіметрам, описаним вище, притаманні як переваги, так і недоліки, (наведені у табл. 1.1). Основними з них є:

- 1) невисока точність вимірювань (3-10 мГал);
- 2) необхідність використання складних процедур фільтрації вихідного сигналу, що надходить з гравіметра авіаційної гравіметричної системи;
- 3) складність або неможливість визначення значення статичного передатного коефіцієнта АГС та його нестабільність, спричинена змінами характеристик конструктивних елементів;
- 4) невисока швидкість обробки інформації та інш.

Вказані недоліки можна подолати, якщо в якості гравіметра АГС застосовувати ємнісний гравіметр. Доцільність дослідження даного типу гравіметра пояснюється тим, що на сьогоднішній день ємнісні гравіметри (різновидом яких є ємнісний гравіметр) є найбільш чутливими і мають найменші масо-габаритні параметри. Ці пристрої конструюються для використання у різних умовах (перевантаження до 30g, діапазон температур від -40 до +75°C; тиск повітря від 650 до 870 мм. рт. ст.). Умови використання на літаку є значно простішими. Саме тому було прийнято рішення про проведення досліджень доцільності застосування ємнісного гравіметра в якості гравіметра АГС.

Таблиця 1.2.

Переваги та недоліки існуючих гравіметрів АГС

| Тип | Позначення | Принцип дії | Точність, мГл | Дрейф за добу, мГл | Поріг чутливості, мГл | Спеціальні вимоги | Переваги | Недоліки | Висновки |
|---------------|------------------------|---|---------------|--------------------|-----------------------|--------------------------|--|--|--------------|
| Кварцовий | ГНУ-КВ | Зміна моменту закручування горизонтальної пружної нитки, що втримує горизонтальний маятник | 5 | 1,5 | 0,2 | Азимутальна стабілізація | Простота конструкції, надійність, невеликі масогабаритні характеристики | Недостатня швидкодія; велика стала часу; низькі точність і чутливість. | Не підходить |
| Струнний | ГСД | Зміна натягу пружної струни | 8 | 2 | 0,1 | Температурна компенсація | Частотний вихід результатів вимірювань, зручність для дистанційного зняття показів | Пружні властивості струни є нестабільними; недостатні точність і швидкодія. | Не підходить |
| | Arma Lot D Arma D4E | Зміна натягу двох пружних струн | 5 | 2 | 0,1 | Температурна компенсація | | | |
| Гіроскопічний | PIGA-16 PIGA-25 | Платформа повертається на кут, який є достатнім для утворення гіроскопічного моменту. Це врівноважує маятниковий момент вхідної | 3 | 1 | 0,1 | Азимутальна стабілізація | Висока швидкодія, відносно висока точність, невеликі габарити | Необхідність використання складних приладів для вимірювання кутової швидкості повороту гіроскопа; необхідність точної стабілі- | Не підходить |

| | | | | | | | | | |
|------------------|----|---|-----|-----|-----|--------------------------|--|---|------------------------------|
| | | осі приладу | | | | | | зації осі чутливості | |
| П'єзоелектричний | ПГ | Прискорення сили тяжіння g_z діє на інерційну масу (ІМ) m_i , внаслідок чого виникає сила тяжіння. П'єзопакет перетворює силу тяжіння у електричний заряд | 1,5 | 0,2 | 0,1 | Температурна компенсація | Висока швидкодія, відносно висока точність | Дещо велика постійна часу; недостатня швидкодія; недостатня точність; необхідність використання п'єзопакета для збільшення вихідного сигналу. | Не підходить |
| Ємнісний | ЄГ | Зміна відстані між обкладками конденсатора за рахунок дії сили тяжіння на чутливу масу | 1 | 0,2 | 0,1 | | Висока швидкодія, висока точність, малі габарити | | Обрано, як гравіметр для АГС |

1.3. Конструкція ємнісного гравіметра

На рис. 1.5 зображено новий ємнісний гравіметр у складі авіаційної гравіметричної системи [35].

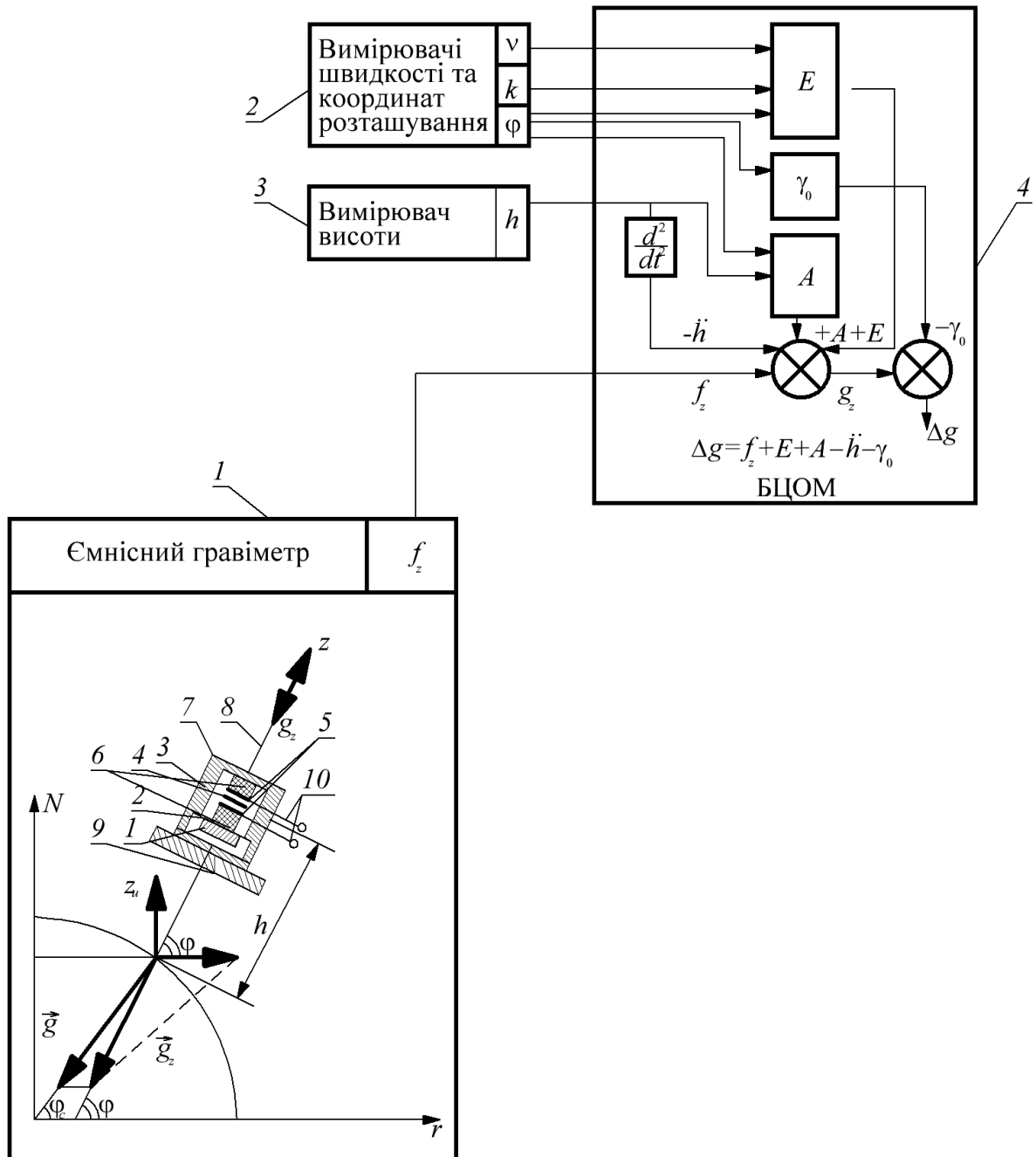


Рис. 1.5. Ємнісний гравіметр авіаційної гравіметричної системи

Авіаційна гравіметрична система містить ємнісний гравіметр 1, вимірювачі швидкості та координат розташування 2, вимірювачі висоти 3. Їх виходи

яких під'єднуються до входів обчислювальної машини 4, яка називається бортовою цифровою обчислювальною машиною або (БЦОМ).

Ємнісний гравіметр 1 складається з сейсмічної маси 1, закріпленої на жорсткій металевій плоскій мембрані 2, що забезпечує досить високу частоту власних коливань підвісу, двох обкладок конденсатора 5, причому нижня обкладка з'єднана через ізолюючу обкладку 6 з мембраною 2, а верхня обкладка через ізолюючу обкладку 6 – з корпусом 3. Для збільшення ємності та запобігання пробією у зазор між обкладками конденсатора введено твердий діелектрик – тонку слюдяну прокладку 4. До обкладок конденсатора 5 приєднано провідники 10, по яким вихідний сигнал f_2 від ємнісного гравіметра 1 надходить до БЦОМ 4.

Встановлення осі ємнісного гравіметра вздовж вертикалі місця здійснюється за допомогою монтування його на гіростабілізованій платформі (ГСП), яка врівноважується за допомогою двох встановлених на ній горизонтальних гравіметрів A_x , A_y з взаємно-перпендикулярними осями чутливості.

Необхідно сформулювати умови, при яких буде проводитися аналіз роботи ємнісного гравіметра.

Аналіз роботи ємнісного гравіметра АГС будемо проводити за таких можливих параметрів віброприскорень [1]: осьова амплітуда – до 0,7 g, переважні частоти – до 1640 с⁻¹ для поступальних віброприскорень; кути крену до 147', тангажу – до 34', никання – до 65', переважні частоти 0,02 с⁻¹ для кутових віброприскорень.

Гравіметр АГС встановлюється у зоні літака, що є захищеною від шуму та вібрацій, створюваних двигунами.

1.4. Принцип дії ємнісного гравіметра

Ємнісний гравіметр складається, принаймні, із двох пластин: стаціонарної, з'єднаної з корпусом, і вільно переміщуваної усередині корпусу, до якого приєднана інерційна маса. Ці пластини формують конденсатор, величина ємності якого залежить від відстані між ними і від прискорення руху, випробуваного датчика. Максимальне переміщення, яке визначається ємнісним гравіметром, не перевищує 20 мкм. Отже, у таких датчиках завжди необхідно компенсувати дрейф різних параметрів, а також пригнічувати всі можливі перешкоди. Тож, зазвичай, гравіметри мають диференціальну структуру, для чого в їх склад вводиться додатковий конденсатор, ємність якого повинна бути близька до ємності основного конденсатора. При цьому напруги на конденсатори подаються із зміщенням фаз 180° . Тоді величина прискорення датчика буде пропорційна різниці значень ємностей конденсаторів. Диференціальна структура дозволяє збільшити амплітуду і поліпшити лінійність сигналу, так як залежність ємності від переміщення є нелінійною[34].

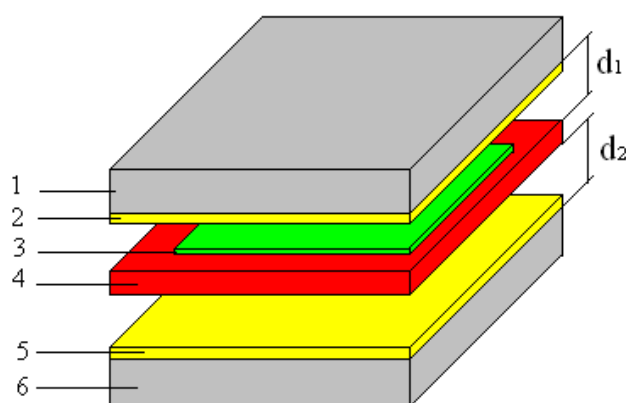


Рис. 1.6. Ємнісний гравіметр: 1,6 – нерухомі обкладки; 2,5 –діелектрики; 3 – інерційна маса; 4 – рухома обкладка

На рис. 1.6. показано поперечний переріз ємнісного гравіметра, в якому інерційна маса розміщена між верхньою нерухомою обкладкою та нижньою. Інерційна маса прикріплена до рухомої обкладки. Верхня нерухома обкладка та нижня відділені від інерційної маси шарами діелектрика, d_1 та d_2 – змінні відс-

тані між обкладинками. Всі елементи виготовленні методами мікротехнологій на одній кремнієвій підкладці.

Ємнісний гравіметр працює наступним чином (рис. 1.3)[34].

Під дією прискорення сили тяжіння g на сейсмічну масу 1 змінюється відстань між обкладками конденсатора:

$$\Delta\delta = \frac{g}{\omega_0^2}.$$

Внаслідок цього змінюється ємність C конденсатора 5, і, відповідно, напруга U на ньому

$$\Delta U = U \frac{\Delta C}{C} = U \frac{\Delta\delta}{\delta} = \frac{U}{\delta} \frac{g}{\omega_0^2}.$$

Через провідники 10 зміна напруги ΔU подається на БЦОМ 4. Позначимо цю зміну напруги, як вихідний сигнал f_z .

Крім вихідного сигналу, до БЦОМ 4 авіаційної гравіметричної системи подаються сигнали з вимірювачів швидкості та координат розташування і вимірювачів висоти.

1.5. Структура закріплення ІМ ЄГ

Існує багато методів закріплення ІМ на рухомій обкладці гравіметра. Розглянемо два основні конструктивні види закріплення ІМ: консольна конструкція та мостова.

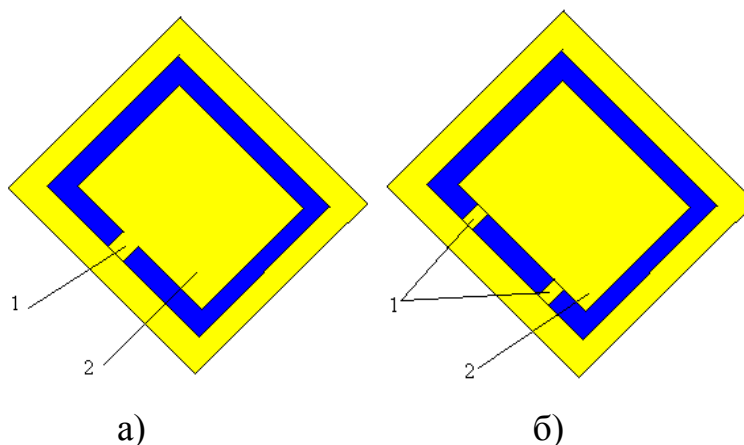


Рис. 1.7. Консольна конструкція: 1 – балка; 2 – ІМ: а) закріплення ІМ з однією балкою; б) закріплення ІМ з двома балками

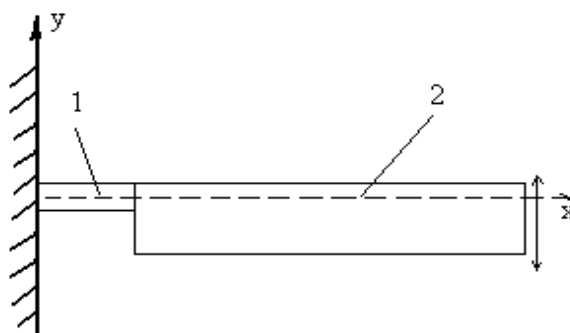


Рис. 1.8 Поперечний переріз по балці: 1 – балка; 2 – ІМ

Прискорення по осі “ y ” призводить до згинання балки та підйому ІМ вгору чи опускання вниз.

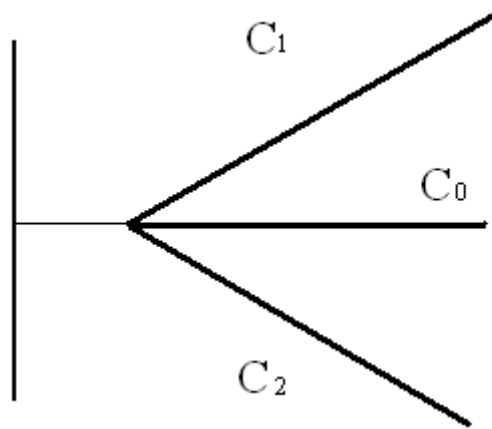


Рис. 1.9 Зміна ємностей: C_1 – ємність яка утворюється між верхньою обкладкою та масою, C_2 – ємність між нижньою обкладкою та масою.

В момент коли прискорення не діє:

$$C_1 = C_2 = C_0 \quad (1.1)$$

Мостова конструкція закріплення ІМ на рухомому обкладку.

На рис. 1.10, а зображено мостова конструкція закріплення ІМ в стані коли на ІМ не діє прискорення і вона знаходиться в статичному стані, на рис. 1.8б зображено переміщення ІМ при дії прискорення. Як видно при дії прискорення, балки які закріплюють ІМ з двох боків рівномірно опускають ІМ або піднімають.

Основні характеристики ЄГ при різних конструкціях закріплення ІМ наведено в таблиці 1.3[34].

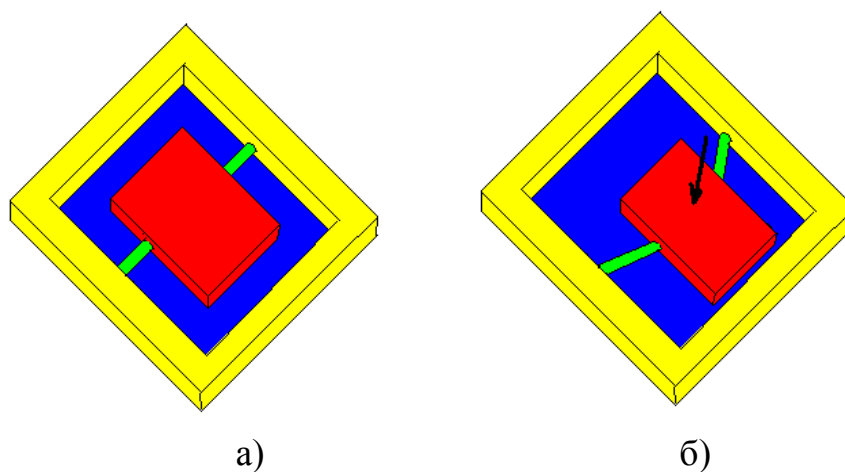


Рис. 1.10. Мостова конструкція

Таблиця 1.3.

Основні характеристики ЄГ

| Основні параметри | Консольна Конструкція з 1 балкою | Консольна Конструкція з 2 балками | Мостова конс- трукція |
|-----------------------------------|--|---|--------------------------|
| Частота(min), Гц | 933 | 1310 | 2310 |
| Протяжність маси, мкм | 2440 | 4000 | 5300 |
| Чутливість | 0,00125 | 0,00120 | 0,00158 |
| Нелінійність, % | 0,927 | 0,890 | 0,934 |
| Діапазон робочої темпе- ратури | -85 °С - +40 °С | -85 °С - +40 °С | -85 °С - +40 °С |

1.6. Алгоритм роботи ємнісного гравіметра

З вимірювачів швидкості та координат розташування 2 на БЦОМ 4 надходять сигнали про швидкість літального апарату v , вертикальну швидкість \dot{h} , курс літального апарату k та географічну широту φ . За допомогою цих параметрів обчислюється поправка Етвеша [1, 9]:

$$E = \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \left[1 - \cos^2 \varphi \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi,$$

де e – стиск еліпсоїда, r – радіус місцезнаходження літального апарату, ω_3 – кутова швидкість обертання Землі.

Наведений вираз поправки Етвеша відрізняється від відомого наявністю члена $2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi$. Його вплив треба враховувати при можливих великих вертикальних швидкостях літака [1, 9].

На основі географічної широти φ вираховується довідкове прискорення сили тяжіння:

$$\gamma_0 = \gamma_{0e} (1 + 0.052884 \sin^2 \varphi - 0.0000059 \sin^2 2\varphi) - 0.0001387,$$

де $\gamma_{0e} = 9,78049 \text{ м/с}^2$ – довідкове екваторіальне значення прискорення сили тяжіння.

Наведений вираз відрізняється від відомого додатковою поправкою до формули Кассініса, яка викликана неточністю емпіричних даних, що використовувалися при її обчисленні. Ця неточність складає +13,87 мГал, тому для коректного значення необхідно відняти 13.87 мГал від значення, отриманого за формулою Кассініса.

З вимірювачів висоти 3 на БЦОМ 4 надходить сигнал про значення висоти h , на основі якого розраховується відповідна поправка:

$$A = 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi.$$

Наведений вираз поправки A відрізняється від відомого додатковим членом $\omega_3^2 h \cos^2 \varphi$, який при великих значеннях висоти літака над поверхнею Землі та широти може створювати недопустимо велику похибку [1, 9].

Дані про поправку Етвеша, поправку за висоту, вертикальне прискорення та вихідний сигнал f_Z гравіметра 1 дозволяють вирахувати прискорення g_Z вздовж осі чутливості ємнісного гравіметра, на основі якого розраховується гравітаційна аномалія Δg [9]:

$$\Delta g = f_Z + E + A + \ddot{h} - \gamma_0 = g_Z - \gamma_0.$$

1.7. Перспективні напрямки використання ЄГ

ЄГ доцільно використовувати для прогнозування землетрусів, цунамі та інших природних катаклізмів. Наведемо приклад використання ЄГ у сейсмології. Це відображено у патенті автора [36].

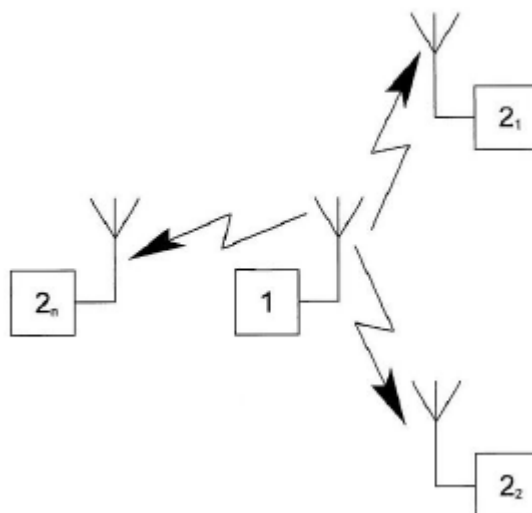


Рис. 1.11. Бездротова система моніторингу сейсмічної активності

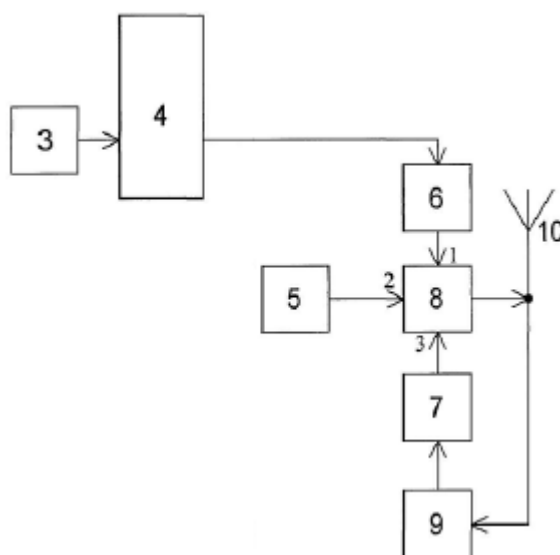


Рис. 1.12. Сейсмічний модуль

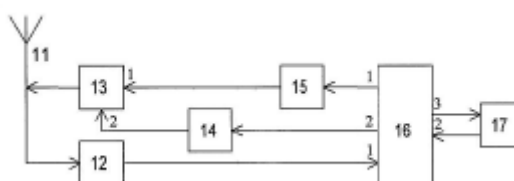


Рис. 1.13. Сейсмостанція

Бездротова система моніторингу сейсмічної активності містить сейсмостанцію 1 та n сейсмічних модулів $2_1, 2_2 \dots 2_n$. Кожен сейсмічний модуль містить сейсмодатчик 3 (в якості якого може виступати ЄГ) та ключ 7. До складу кожного сейсмічного модуля додатково введені передавач 8 модуля, приймач 9 модуля, модулятор 6 модуля, задавальний генератор 5 модуля, антена 10 модуля і мікропроцесор 4 модуля, причому виходи модулятора 6 модуля та задавального генератора 5 модуля підключені до першого та другого входів передавача 8 модуля відповідно, а ключ 7 підключений входом до приймача 9 модуля, а виходом до третього входу передавача 8 модуля, вихід якого та вхід приймача 9 модуля з'єднані з антеною 10 модуля, причому вихід сейсмодатчика 3 підключений до входу мікропроцесора 4 модуля, вихід якого з'єднаний із входом модулятора 6 модуля.

Сейсмостанція 1 містить антену 11 сейсмостанції, з'єднану із входом приймача 12 сейсмостанції, вихід якого з'єднаний з першим входом мікропроцесора 16 сейсмостанції, третій вихід якого з'єднаний із входом ЕОМ 17, вихід якої з'єднаний з другим входом мікропроцесора 16 сейсмостанції, перший вихід якого з'єднаний із входом задавального генератора 15 сейсмостанції, вихід якого з'єднаний з першим входом передавача 13 сейсмостанції, вихід якого з'єднаний із входом приймача 12 сейсмостанції і антеною 11 сейсмостанції, а другий вихід передавача 13 сейсмостанції з'єднаний з виходом модулятора 14 сейсмостанції, вхід якого з'єднаний з другим виходом мікропроцесора 16 сейсмостанції.

Сейсмостанція періодично або за запитом з ЕОМ передає запит на сейсмічні модулі, і отримує з них в якості результату сигнал, що відповідає значенню вертикального та горизонтального прискорень у точці розміщення модуля. Якщо модуль не відповідає упродовж певного заданого проміжку часу, він вважається пошкодженим і потребує заміни.

1.8. Мікроелектромеханічні системи як основа мехатронних систем

Одним із перспективних напрямків використання ЄГ є використання MEMS акселерометрів. Оскільки в літературі обмаль відомостей щодо цього напрямку використання, присвяtimo цей параграф висвітленню даного питання.

Однією із ключових технологій розвитку мехатронних систем є технологія мікроелектромеханічних систем MEMS (Micro-Electro Mechanical Systems). Цю галузь IT-індустрії в Японії називають мікромашинами (Micromachines), а в Європі - мікросистемними технологіями (Micro System Technology). На думку аналітиків з Gartner, мікроелектромеханічні системи дозволяють із мінімальними витратами підвищити чутливість і точність перетворювачів (датчиків) на рівні кристалів.

MEMS - це технології і пристрої, що поєднують у собі мікроелектронні та мікромеханічні компоненти. MEMS-пристрої, зазвичай, виготовляють на кремнієвій підкладці за допомогою технології мікрообробки, аналогічно технології виготовлення однокристальних інтегральних мікросхем. Типові розміри мікромеханічних елементів лежать у діапазоні від 1 мікрметра до 100 мікрметрів, тоді як розміри кристала MEMS мікросхеми мають розміри від 20 мікрметрів до одного міліметра.

MEMS використовуються як перетворювачі (датчики), актюатори, перемикачі, ігрові контролери й відбивачі світла. У наш час MEMS використовуються в аерокосмічних технологіях, в автомобілях, у біомедицині, у лазерних принтерах, у бездротових і оптичних комунікаціях.

У 1993 р. компанія Analog Devices стала першою, хто почав випускати **MEMS-акселерометри** у великій кількості. Спочатку ці акселерометри знайшли застосування в автомобільній промисловості. Вони були недорогими і дуже надійними. Сьогодні акселерометри використовуються у різних галузях промисловості, таких як автономні системи навігації, гравіметричні системи, ігрові контролери, мобільні та комп'ютерні системи.

Області застосування технології MEMS

Надзвичайно малий розмір дозволяє використовувати MEMS у різних мініатюрних пристроях, починаючи від механічних годинників і закінчуючи імплантатами для людини. Звичайно MEMS ділять на два типи: сенсори - вимірювальні пристрої, які перетворюють ті або інші фізичні впливи в електричний сигнал, і актуатори (виконавчі пристрої) - системи, які виконують зворотню дію, тобто перетворюють електричний сигнал у механічний.

MEMS - ємнісні акселерометри.

Сьогодні досить популярні акселерометри, засновані на ємністному принципі. Очевидно, що такі акселерометри можна використовувати у якості гравіметрів. Розглянемо їх принцип дії. Рухома частина системи - класична маса на підвісах. При наявності прискорення, маса зміщується щодо нерухомої частини акселерометра. Обкладка конденсатора, прикріплена до маси, зміщується щодо обкладки на нерухомій частині. Ємність змінюється, при незмінному заряді змінюється напруга - цю зміну можна виміряти і розрахувати зміщення грузу. Звідки, знаючи його масу і параметри підвісу, легко знайти і шукане прискорення (у тому числі, гравітаційне прискорення)(рис. 1.16).

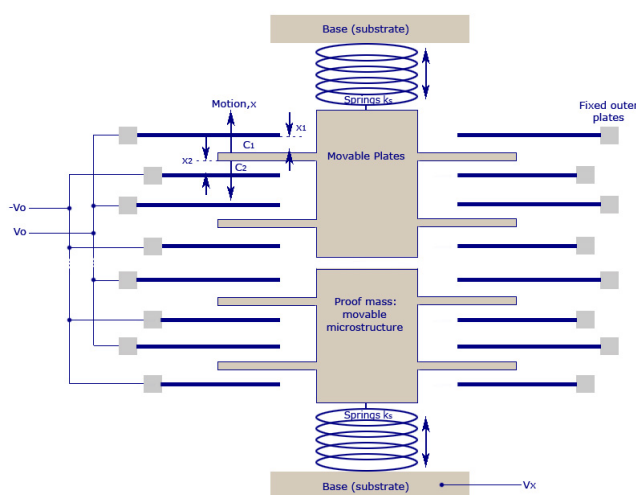


Рис. 1.14. MEMS-акселерометр

Очевидно, що такі MEMS-акселерометри можна використовувати у якості гравіметрів.

1.9. Висновки до розділу 1

У даному розділі проведено аналіз сучасного стану гравіметрів, що використовуються у відомих авіаційних гравіметричних системах і виявлено їх основні недоліки:

- 1) низька точність вимірювання (3 – 10 мГл);
- 2) нестабільність статичних характеристик гравіметра АГС;
- 3) необхідність фільтрації вихідного сигналу гравіметра;
- 4) невисока швидкодія та інші.

На основі проведеного аналізу визначено сучасні вимоги до точності гравіметрів авіаційної гравіметричної системи – сумарна похибка не має перевищувати 1 мГл.

Запропонований у цьому розділі ємнісний гравіметр дозволяє подолати наведені вище недоліки і відповідає сучасним вимогам до точності.

Для авіаційної гравіметричної системи, що працює з використанням ємнісного гравіметра у якості чутливого елемента, визначено умови, за яких АГС має працювати.

Показано перспективність використання у якості ємнісного гравіметра MEMS-акселерометра.

РОЗДІЛ 2. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ЄМНІСНОГО ГРАВІМЕТРА АГС

На сьогоднішній день у літературі відсутній опис математичної моделі ємнісного гравіметра АГС нового типу. Тому метою даного розділу є отримання математичної моделі ЄГ.

Задачі розділу: надати математичну та механічну моделі ЄГ; отримати основне робоче рівняння руху АГС із ЄГ; проаналізувати схеми конструкції ЄГ; розрахувати основні параметри ЄГ; визначити основні характеристики ЄГ.

За результатами досліджень автора опубліковано відповідні наукові праці [45,51,52].

2.1. Математична та механічна моделі ЄГ

Під дією прискорення сили тяжіння на чутливу масу у коливальній системі ЄГ відбуваються вимушені коливання.

Розглянемо коливальну систему ЄГ, яка може розглядатись, як принципова динамічна схема на рис.2.1.

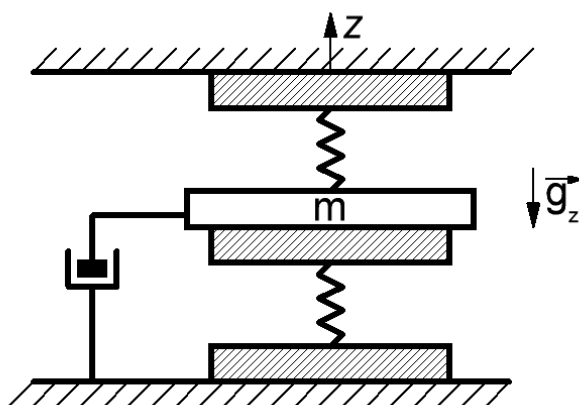


Рис. 2.1. Коливальна схема ЄГ

Запропонована схема є справедливою за наступних умов:

- рух інерційної маси m розглядається в інерціальній системі координат і лише в одному напрямку – вздовж осі z , нормальній до площини розташування ЄГ;
- маса пружних елементів набагато менша за m ;

- при будь-яких можливих коливаннях, сила пружності, що виникає, є пропорційною деформації, яка відбувається у пружному елементі;
- маса чутливого елементу m , коефіцієнти пружності k та демпфування h є незмінними у часі.

Рівняння руху ЄГ має вигляд:

$$m\ddot{\alpha} + h\dot{\alpha} + k\alpha = mg_z, \quad (2.1)$$

де m – маса чутливого елемента; h – коефіцієнт демпфування; k – коефіцієнт пружності.

Ємнісний гравіметр є інерційним, тому у рівнянні (2.1) можливо знехтувати складовими, що відповідають прискоренню та швидкості відповідно. В результаті рівняння руху АГС із ЄГ можна записати наступним чином:

$$\begin{aligned} k\alpha = g_z - \frac{v^2}{r} + 2e \frac{v^2}{r} \left[1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] - 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi + \\ + 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi - 2 \frac{\gamma_0 h}{r} - \omega_3^2 h \cos^2 \varphi + \ddot{h}, \end{aligned} \quad (2.2)$$

де f_z – вихідний сигнал, що надходить з ЄГ; v – лінійна швидкість, з якою рухається ЛА; r – радіус, що характеризує місцезнаходження ЛА у геоцентричній системі координат; e – стиск референц-еліпсоїда; φ – географічна широта ЛА в даній точці; k – поточний курс ЛА; ω_3 – кутова швидкість, з якою обертається Земля; h – висота, на якій знаходиться ЛА відносно поверхні еліпсоїда; \dot{h} – вертикальна швидкість, з якою рухається ЛА; γ_0 – розрахункове значення, якому має дорівнювати прискорення сили тяжіння у даній точці.

Перепишемо рівняння (2.2) в іншій формі:

$$\begin{aligned} g_z = k\alpha + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - \cos^2 \varphi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - \\ - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \ddot{h}. \end{aligned} \quad (2.3)$$

Врахуємо, що аномалія прискорення сили тяжіння Δg дорівнює різниці значень прискорення сили тяжіння g_z та довідкового значення γ_0 у даній точці. Тоді рівняння руху АГС набуває вигляду:

$$\begin{aligned}
\Delta g = & \kappa \alpha + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - \cos^2 \varphi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - \\
& - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \ddot{h} - \gamma_0.
\end{aligned} \tag{2.4}$$

2.2. Схеми розміщення ємнісного гравіметра

У розділі 1 обрано конструкцію нового ЄГ.

Існує декілька способів розміщення ємнісного гравіметра (рис. 2.2) [5,6].

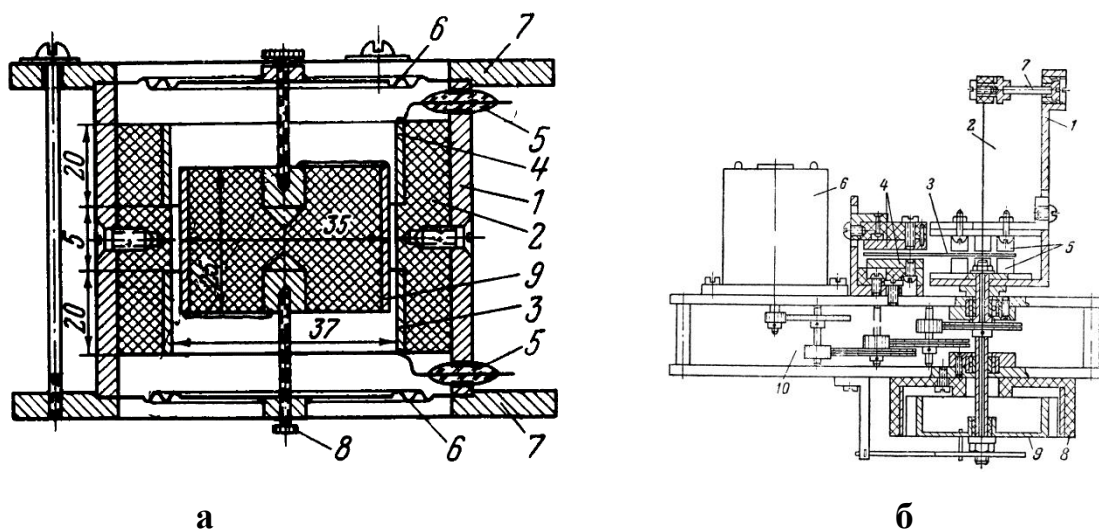


Рис. 2.2. Схеми розміщення ЄГ

На рис. 2.2а [5] зображено схему розміщення ємнісного гравіметра з центруванням інерційної маси гвинтами. На рис. 2.2б [6] зображено схему розміщення ємнісного гравіметра з гнучкою ниткою.

Характеристики конструктивних схем, згаданих вище, наведено у табл. 2.1.

Таблиця 2.1

Типи конструктивних схем ЄГ та їх характеристики

| № | Тип конструкції | Переваги | Недоліки | Висновки |
|---|--------------------------------------|---|---|--------------------|
| 1 | З центруванням вхідної маси гвинтами | Відсутність механічних сил взаємодії між елементами конденсаторів | Необхідність частого підстроювання гвинтів при вимірюваннях, люфт гвинтів при вібраціях | Підходить частково |
| 2 | З гнучкою ниткою | Висока чутливість і точність (до 0,001%) | Складна конструкція, великий час затухання (від 1-2 с) | Не підходить |

Із табл. 2.1 видно, що кожна з наведених схем має ряд переваг, а також певну кількість недоліків. Враховуючи вказані недоліки відомих схем, запропоновано у конструкції нового ЄГ використовувати наступну нову схему [патент 105122] (рис. 2.3).

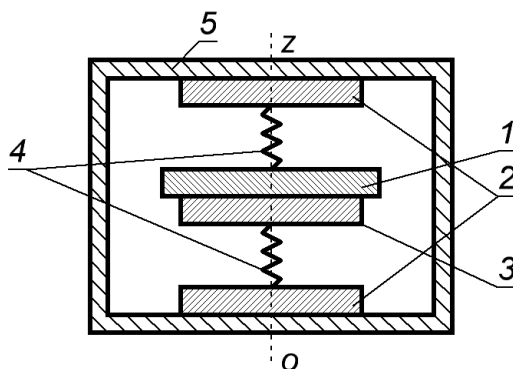


Рис. 2.3 Конструкція ЄГ: 1 - інерційна маса; 2 – нерухомі обкладки; 3 – рухома обкладка; 4 – пружні елементи; 5 – корпус

Конструкція нового ЄГ (рис. 2.3) є центрованою з інерційною масою 1, яка закріплена разом з рухомою обкладкою 3 на пружинах 4, що відцентровані відносно осі OZ разом з нерухомими обкладками 2 кріпляться до корпусу 5. Вплив пружних властивостей пружин у даній роботі не розглядається. Цим питанням присвячено праці [119].

2.3. Аналіз видів матеріалів для пластин чутливого елемента ємнісного гравіметра

Обкладки ЄГ являють собою електроди, які є провідниками певної форми та знаходиться у робочому середовищі. Обкладки ЄГ, мають невелику товщину, і в них явище поверхневого ефекту може позначатися тільки при досить високих частотах, порядку 100 МГц.

Матеріал, який використовується для виготовлення обкладинок ЄГ повинен задовольняти наступним вимогам [72]:

- мати низький електричний опір;
- мати температурний коефіцієнт лінійного розширення (ТКЛР), близьким до ТКЛР підкладки і діелектрика.

Для ємнісних авіаційних гравіметрів найбільш поширеними для використання у якості матеріалів обкладинок є наступні:

1. *Кварц* – мінерал, дуже розповсюджений у природі. Він є однією з найтвердіших речовин. Відрізняється великою різноманітністю природних форм. Придатний для використання у спеціальній апаратурі. У природі зустрічається у вигляді кристалів. Поряд із природними кристалами кварцу, на сьогоднішній день використовуються також синтетичні.

2. *Ніобат літію* – штучно вирощений монокристал. Його виробляють з використанням таких матеріалів, як літій, ніобій та кисень. Структура кристалів ромбоподібна, кольору не має. З водою не взаємодіє.

3. *Кераміка* – матеріал, який є дуже твердим, має низьку чутливість до вологості, або відсутність такої чутливості взагалі. У хімічні реакції не вступає

З перерахованих матеріалів найбільш досконали властивості має монокристал типу ніобат літію.

Порівняльну характеристику найпопулярніших керамік та монокристалів наведено у таблиці 2.2.

Таблиця 2.2

Порівняльна характеристика керамік та монокристалів

| № п/п | Властивість | Кераміка | Монокристали |
|----------|---|-----------|--------------|
| 1 | Область робочих температур, °С | 200 – 250 | 500 – 600 |
| 2 | Добротність, Q | низька | висока |
| 3 | Температурна стабільність вла- стивостей | низька | висока |
| 4 | Економічність | висока | низька |

З таблиці 2.2 бачимо, що більшість властивостей монокристалів переважає над такими ж у керамік. Тому в подальшій роботі будемо використовувати ніобат літію в якості матеріалу обкладинок ЄГ.

2.4. Визначення основних параметрів пластин чутливого елемента ємнісного гравіметра

Робота ємнісного гравіметра залежить від параметрів та характеристик ємнісного елемента, адже саме він є основною складовою чутливого елемента.

Основними параметрами матеріалів ЄГ є [73]:

- відносна діелектрична проникність (ε);
- густина (ρ);
- модуль Юнга (Y);
- поглинання води, %;
- Точка Кюрі (T_K), $^{\circ}\text{C}$ та інші.

Відносна діелектрична проникливість – характеристика, яка показує відношення напруженості електричного поля у діелектрику до напруженості електричного поля у вакуумі. Вираз для розрахунку виглядає наступним чином:

$$\varepsilon = \sqrt{\frac{11.3C_0b}{S_E}}, \quad (2.5)$$

де b – товщина діелектрика; C_0 – статична електрична ємність; S – площа діелектрика.

Статична електрична ємність C_0 – величина, значення якої визначається емпіричним шляхом при використанні спеціальної мостової схеми і заданні частоти ріною 1000 Гц.

Модуль Юнга – величина, що описує пружні властивості речовини. Одиницею вимірювання є мегапаскалі або гігапаскалі. Фізичний зміст модуля Юнга характеризує співвідношення деформації розтягу та механічного напруження, прикладеного, щоб спричинити цей розтяг. Розраховується за формулою:

$$Y = \frac{0.4\pi^2}{\eta^2} \omega_p^2 \frac{D^2}{4} \rho(1 - \chi^2). \quad (2.6)$$

Точка Кюрі – значення температури, при якому діелектрична проникність матеріалу досягає свого максимуму. Дійсним значенням такої температури

вважають середнє значення температури, отримане у спеціальній камері для 10 різних зразків одного й того ж матеріалу.

Водопоглинання – це відношення густини сухого та насиченого водою зразків матеріалів.

Перераховані вище параметри ЄГ були взяті із [72].

У табл. 2.3. наведені основні параметри найпоширеніших матеріалів, які було проаналізовано. У результаті було обрано ніобат літію для конструкції чутливого елемента нового ємнісного гравіметра.

Таблиця 2.3

Основні параметри матеріалів пластин

| № п/ п | Матеріал | | Густина, ρ , 10^3 кг/м^3 | Відносна діелектр. проникл., ε , | Модуль Юнга, Y , Н/м^2 10^9 | Водопоглинання, W , % | Допустима температура, $T_{\text{доп.}}$, $^{\circ}\text{C}$ |
|--------------|-----------------------|--------|--|---|---|----------------------------|--|
| 1 | Кварц | | 2.65 | 3.50 – 4.50 | 80 | - | 550 |
| 2 | Ніобат літію | | 4.64 | 28.60 | 95 | - | 1142 |
| 3 | Титан-цирконат свинцю | PZТ-8 | 7.60 | 1000 | 61 | - | 255 |
| 4 | | ЦТС-23 | 7.40 | 1100 | 0.85 | 0.09 | 285 |

2.5. Різновиди корпусів ЄГ

Після виготовлення ЄГ упаковується у захисний корпус. Тип корпусу вибирається у залежності від призначення системи, в якій буде працювати гравіметр.

Герметичність – властивість конструкції або матеріалу перешкоджати проникненню крізь них газу, рідини або пари. Герметичність корпусу характеризується кількістю речовини, що перетікає крізь нього за одиницю часу, і вимірюється для рідини в $\text{м}^3/\text{с}$, л/с або г/с, а для газів і пари — у г/с або в $\text{м}^3 \cdot \text{Па}/\text{с}$. Герметичними вважаються корпуси, обмін через які не перевищує допустимого.

Основні види корпусів ЄГ:

- LCC (Leadless Chip Carrier) являє собою низько профільний квадратний керамічний корпус з розташованими на його нижній частині контактами, призначений для поверхневого монтажу.

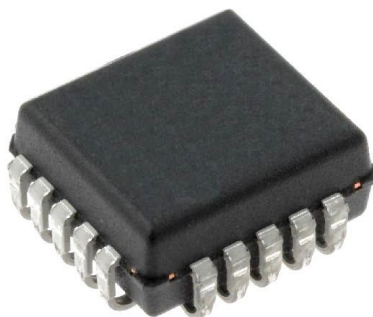


Рис. 2.4 Корпус LCC

- SIP (system-in-a-package) комбінація кількох активних електронних компонентів різної функціональності, зібрана в єдиний модуль, що забезпечує реалізацію різних функцій, виконуваних системою.

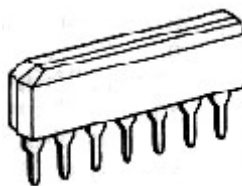


Рис. 2.5 Корпус SIP

- LGA (Land Grid Array) - являє собою корпус PGA, в якому штирькові контакти замінені на контактні площадки. Може встановлюватися в спеціальне гніздо, яке має пружинні контакти, або встановлюватися на друковану плату.

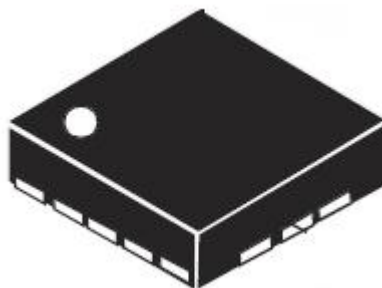


Рис. 2.6 Корпус LGA

2.6. Розрахунок основних параметрів ЄА

Основними схемами включення ЕГ є резонансна та мостова, які описано в [34]. Наведемо основні розрахунки для резонансної схеми включення.

Сума відстаней між обкладинками першого та другого конденсаторів

$$b = 10 \cdot 10^{-3} \text{ м}.$$

За відсутності дії прискорення, всі відстані між обкладинками дорівнюють:

$$d_1 = d_2 = 5 \cdot 10^{-3} \text{ м}.$$

При дії прискорення у 1g, яке діє у напрямку, що збільшує відстань між пластинами, відповідні відстані:

$$d_1 = d_2 = 5.25 \cdot 10^{-3} \text{ м}.$$

При дії прискорення у 1g, яке діє у напрямку, що зменшує відстань між пластинами:

$$d_1 = d_2 = 4.75 \cdot 10^{-3} \text{ м}.$$

Обкладка являє собою прямокутник 2х2.5 см. *Площа обкладинок:*

$$S = 2 \cdot 10^{-2} \cdot 2.5 \cdot 10^{-2} = 5 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2. \quad (2.7)$$

Діелектрик, що знаходиться між обкладинками, має *діелектричну проникність:*

$$\varepsilon_d = 28.6.$$

Електрична проникність вакууму: $\varepsilon_0 = 8,85 \cdot 10^{-12} \text{ Ф} \cdot \text{м}^{-1}$.

Індуктивність коливального контуру є постійною і рівною: $L = 4 \cdot 10^{-3} \text{ Гн}.$

Ємність за нормальних умов буде дорівнювати:

$$C_i = \frac{8,85 \cdot 10^{-12} \cdot 28.6 \cdot 5 \cdot 10^{-4} \cdot 10 \cdot 10^{-3}}{5 \cdot 10^{-3} \cdot 5 \cdot 10^{-3}} = 5,062 \cdot 10^{-11} \text{ Ф}. \quad (2.8)$$

Тоді частота коливального контуру:

$$f = \frac{1}{2\pi\sqrt{0.004 \cdot 5.062 \cdot 10^{-11}}} = 3.537 \cdot 10^5 \text{ Гц}. \quad (2.9)$$

За умови дії прискорення у 1g ємність буде дорівнювати:

$$C_i = \frac{8,85 \cdot 10^{-12} \cdot 28,6 \cdot 5 \cdot 10^{-4} \cdot 10 \cdot 10^{-3}}{5,25 \cdot 10^{-3} \cdot 4,75 \cdot 10^{-3}} = 5,075 \cdot 10^{-11} \Phi. \quad (2.10)$$

Тоді частота коливального контуру:

$$f = \frac{1}{2\pi\sqrt{0,004 \cdot 5,075 \cdot 10^{-11}}} = 3,532 \cdot 10^5 \text{ Гц}. \quad (2.11)$$

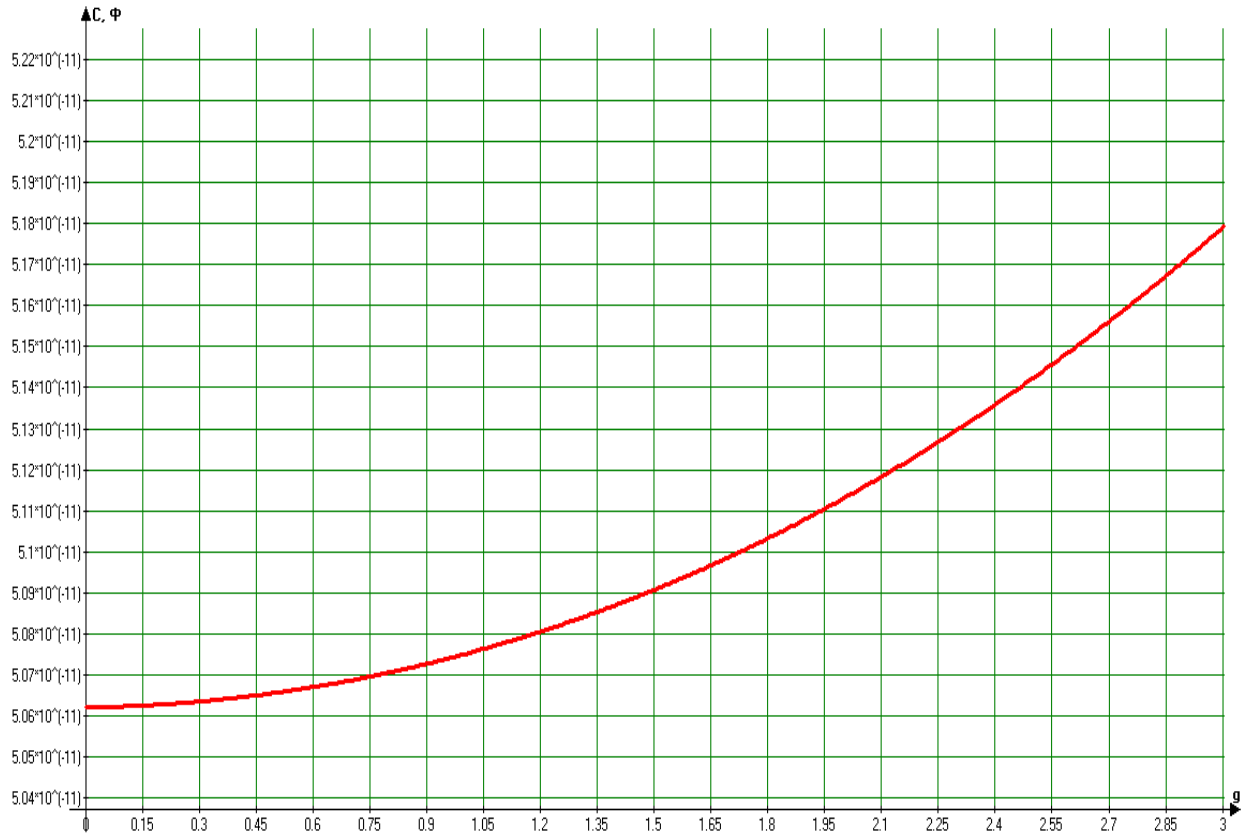


Рис. 2.7 Залежність ємності датчика від прискорення

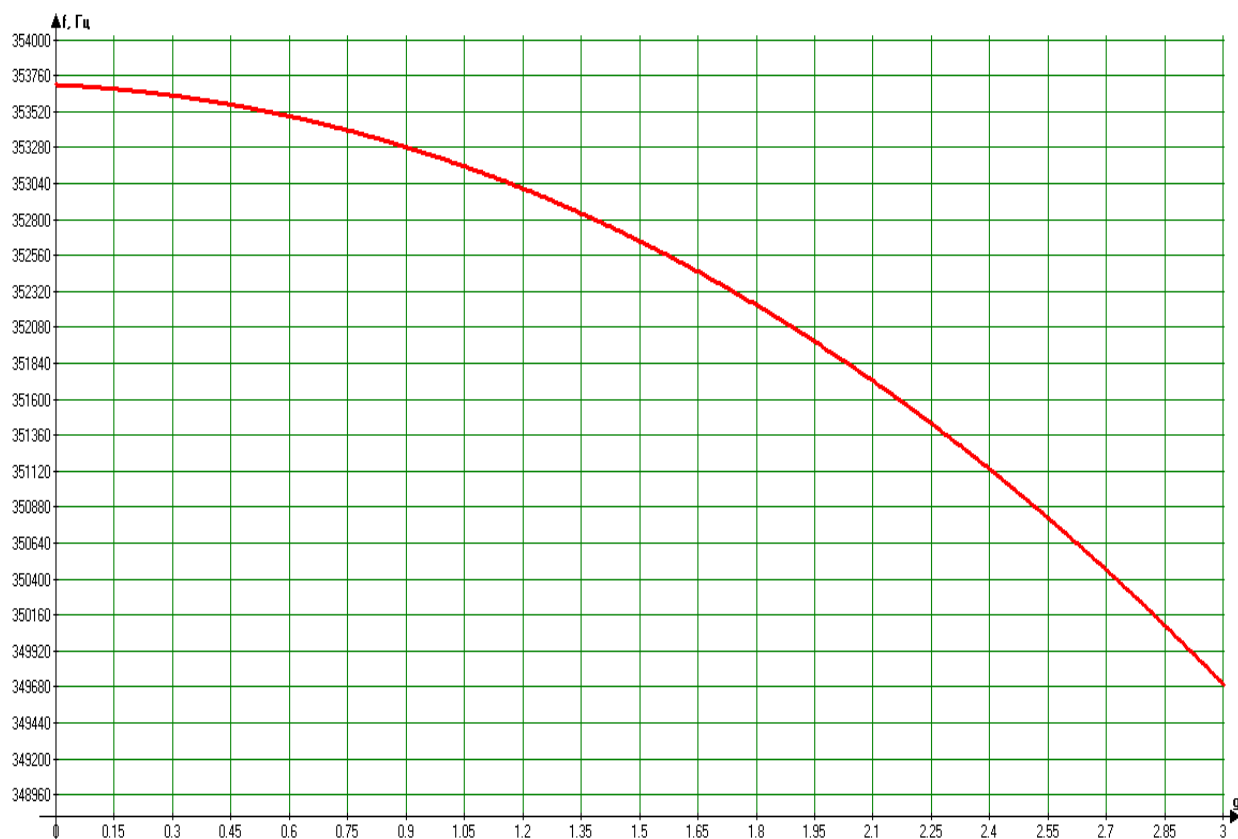


Рис. 2.8 Залежність частоти коливального контуру від прискорення

З рис. 2.7 та 2.8 видно, що зі збільшенням прискорення, ємність акселерометра збільшується, а частота коливального контуру зменшується.

2.7. Розрахунок основних електричних параметрів ємнісного гравіметра

Наведемо розрахунки основних параметрів для мостової схеми включення. Скористуємось типовими параметрами ЄГ, наведеними у [34].

У розрахунках будемо використовувати наступні параметри ЄЄ [34]:

- площа ЄГ $S=5\text{см}^2=5\cdot10^{-4}\text{м}^2$;
- відстань між обкладками чутливого елемента ЄГ $d_n=0.5\text{ см}=0.005\text{ м}$;
- вхідна напруга $U_{\text{вх}}=5\text{ В}$;
- діелектрична постійна вакууму $\varepsilon_{\text{вак}}=8.85\cdot10^{-12}\text{ Ф/м}$;
- діелектрична проникність ніобату літію $\varepsilon_n=28.6$.

Ємність ЄГ:

$$C_{\text{ЄЄ}} = \frac{\varepsilon S}{d_n} = \frac{\varepsilon_n \cdot \varepsilon_{\text{вак}} \cdot S}{d_n} = \frac{28.6 \cdot 8.85 \cdot 10^{-12} \cdot 5 \cdot 10^{-4}}{5 \cdot 10^{-3}} = 25.31 \cdot 10^{-12} \text{ Ф}. \quad (2.12)$$

Зміна напруги в ідеальних умовах:

$$\Delta U = U_{\text{вх}} \frac{\Delta C}{C_{\text{ЄЄ}}} = 5 \cdot \frac{1.205 \cdot 10^{-12}}{25.31 \cdot 10^{-12}} = 0.238 \text{ В}. \quad (2.13)$$

В реальних експлуатаційних умовах у схему паралельно до власної ємності гравіметра $C_{\text{ЄЄ}}$ також підключають додаткові ємності, а саме ємність, наявну у вихідному колі підсилювача $C_{\text{вх}}$ та власну ємність у відвідному кабелі $C_{\text{к}}$. З урахуванням цих ємностей зміна напруги, що знімається з ЄГ, зменшиться і буде рівною:

$$\Delta U = U_{\text{вх}} \frac{\Delta C}{C_{\text{ЄЄ}} + C_{\text{вх}} + C_{\text{к}}} \quad (2.14)$$

Визначимо напругу, що знімається з ємнісного елемента, використовуючи сумарне значення додаткової ємності $C_{\text{с}} = 4 \cdot 10^{-12} \text{ Ф}$, тоді

$$U = 5 \frac{1.205 \cdot 10^{-12}}{25.31 \cdot 10^{-12} + 4 \cdot 10^{-12}} = 0.227 \text{ В}. \quad (2.15)$$

2.8. Фільтрація вихідного сигналу ємнісного гравіметра

Результати гравіметричних вимірювань прискорення сили тяжіння мають значні величини похибок. Причиною цього є те, що за допомогою гравіметра вимірюється проекція сукупності усіх сигналів, що діють уздовж осі чутливості: як корисного сигналу, яким є прискорення сили тяжіння, так і сигналів завад – здебільшого це вертикальне прискорення, значення якого в 1000разів більше від значення корисного сигналу) [9].

Тому необхідно вирішувати проблему фільтрації вихідного сигналу ЄГ автоматизованої АГС. Проблема фільтрації сигналів – перешкод у вихідному сигналі гравіметра АГС з використанням методу найменших квадратів та фільтрації Калмана вирішено в роботі [9]. Але є більш простий спосіб фільтрації, який викладемо у даному параграфі.

Рівняння руху АГС, яке використовується для визначення аномалії прискорення сили тяжіння Δg , виглядає наступним чином:

$$\Delta g = f_z + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - 2\cos^2 \varphi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \ddot{h} - \gamma_0. \quad (2.16)$$

де f_z – вихідний сигнал, що надходить з ЄГ; v – лінійна швидкість, з якою рухається ЛА; r – радіус, що характеризує місцезнаходження ЛА у геоцентричній системі координат; e – стиск референц-еліпсоїда; φ – географічна широта ЛА в даній точці; k – поточний курс ЛА; ω_3 – кутова швидкість, з якою обертається Земля; h – висота, на якій знаходиться ЛА відносно поверхні еліпсоїда; \dot{h} – вертикальна швидкість, з якою рухається ЛА; γ_0 – розрахункове значення, якому має дорівнювати прискорення сили тяжіння у даній точці.

Його можна переписати у вигляді

$$\Delta g = f_z + E + A - \ddot{h} - \gamma_0, \quad (2.17)$$

де f_z – вихідний сигнал, що надходить з ЄГ;

$$A = 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \text{поправка за висоту};$$

$$E = \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - 2\hbar \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi - \text{попра-}$$

вка Етвеша;

$\gamma_0 = \gamma_{0e} (1 + 0.0052884 \sin^2 \phi - 0.0000059 \sin^2 2\phi) - 0.0001387$ – довідкове значення прискорення сили тяжіння;

$\gamma_{0e} = 9.78049 \text{ м/с}^2$ – екваторіальне значення прискорення сили тяжіння.

Формула для визначення вихідного сигналу гравіметра АГС після врахування поправок E , A , γ_0 виглядає наступним чином:

$$f_z = g_z + \sigma_h, \quad (2.18)$$

де $\sigma_{\ddot{h}}$ – похибка, спричинена впливом вертикального прискорення, з яким рухається ЛА.

У роботі [4] сформульовано вирази для аналітичного розрахунку спектральних щільностей, які відповідають корисному сигналу $G_{\Delta g}(\omega)$ та вертикальному прискоренню, з яких рухається ЛА $G_{\ddot{h}}(\omega)$, а також наведено їх графіки, зображені на рис.2.8.

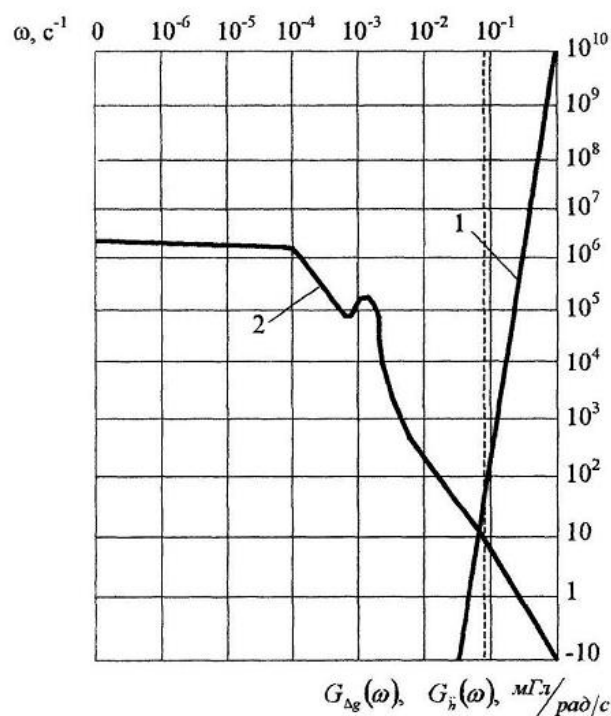


Рис.2.8. Графік спектральних щільностей вертикального прискорення ЛА (1) і корисного сигналу ПСТ (2)

Із рис.2.8 можна побачити, що при частотах, менших за 0.1 рад/с, вплив вертикального прискорення значно зменшується, і навпаки. Тому виникає необхідність забезпечення процесу фільтрації вихідного сигналу ЄГ із частотою 0.1 рад/с. При цьому в умовах, за яких передбачається використання ЄГ, робота електронних компонентів фільтра погіршується, внаслідок чого фільтр починає пропускати завади, або не пропускає частину корисного сигналу ЄГ. Тому наявність фільтра низьких частот, у вигляді окремого блока у складі гравіметра, призводить до суттєвого зменшення надійності та точності приладу.

Запропоновано спосіб фільтрації вихідного сигналу ЄГ, який полягає у створенні чутливого елемента нового ємнісного гравіметра АГС таким чином, щоб його частота власних коливань була рівною частоті прискорення сили тяжіння у точці перетину графіків спектральних щільностей, а саме 0.1 рад/с.

Вихідний сигнал чутливого елемента виглядає наступним чином [9]:

$$T(\tau) = \int_{-\infty}^{+\infty} w(t-\tau)T_0(\tau)d\tau, \quad (2.19)$$

де $w(t-\tau)$ – вагова функція фільтрації; $\tau = 2\pi k$ ($k = 1, 2, \dots$) – інтервал часу, за який проводиться обчислення вихідного сигналу ємнісного гравіметра. Необхідно також враховувати, що:

$$w(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} W(j\omega)e^{j\omega\tau}d\omega = 2\omega_0 \left[\frac{\sin \omega_0 t}{\omega_0 t} \right], \quad (2.20)$$

де ω_0 – власна частота ємнісного гравіметра; $W(j\omega)$ – передатна функція фільтрації. Вона визначається з урахуванням значень спектральної щільності завад і корисного сигналу прискорення сили тяжіння.

Низькочастотна фільтрація сигналу з частотою зрізу 0.1 рад/с, дозволяє відокремлювати g від вертикального прискорення із точністю 1 мГал. Одночасно з цим вихідний сигнал гравіметра також позбувається будь-яких компонентів збурень з частотою більше за 0.1 рад/с. Це, наприклад, поступальні віброприскорення з переважною частотою 3140 рад/с та кутові віброприскорення з переважною частотою понад 0.1 рад/с.

Частота власних коливань ємнісного гравіметра дорівнює [71]:

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{2\kappa}{m}}, \quad (2.21)$$

де κ – коефіцієнт жорсткості пружного елемента ЄГ.

Сигнал, що надходить з ЄГ, опрацьовується пристроєм, який обчислює вихідний сигнал гравіметра за формулою:

$$T'(\tau) = \int_{-\infty}^{+\infty} 2\omega_0 \left[\frac{\sin \omega_0(t-\tau)}{\omega_0(t-\tau)} \right] T(\tau) d\tau, \quad (2.22)$$

Отриманий сигнал T' нового ЄГ містить у собі лише ту складову, яка відповідає корисному сигналу прискорення сили тяжіння, і не містить похибок з частотою вище за 0.1 рад/с.

Отже, рівняння руху АГС із ЄГ для визначення аномалії ПСТ матиме вигляд:

$$\Delta g = f_z + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - 2\cos^2 \varphi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - \\ - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \gamma_0. \quad (2.23)$$

У рівнянні (2.23) відсутнє вертикальне прискорення \ddot{h} .

Залежність частоти вимірювання ЄГ від постійної часу має вигляд:

$$\omega_0 \gg \frac{1}{\tau}; \quad \tau = R_\Sigma C_\Sigma, \quad (2.24)$$

де R_Σ – сумарний опір, утворений опором ЄГ і вхідним опором вимірювального кола; C_Σ – сумарна ємність ЄГ та вхідного кола.

Оскільки власна частота ЄГ $\omega_0 = 0.1$ рад/с, тоді маємо:

$$0.1 \gg \frac{1}{\tau} \Rightarrow \tau \gg 10\text{с}. \quad (2.25)$$

У реальних умовах ЄГ використовується у складі вимірювальної схеми. Отже паралельно його власній ємності $C_{\text{ЄГ}}$ підключені ємності, які мають з'єднувальний кабель C_K та вхідне коло операційного підсилювача $C_{\text{БХ}}$. Для

опору ємнісного елемента ситуація аналогічна. Отже, вирази для визначення сумарних опору та ємності системи виглядають наступним чином:

$$R_{\Sigma} = R_{CE} + R_K + R_{BX}; \quad (2.26)$$

$$C_{\Sigma} = C_{CE} + C_K + C_{BX}. \quad (2.27)$$

Крім підбору власної частоти рівній частоті перетину спектральних щільностей, існує інший спосіб фільтрації впливу вертикального прискорення. Таким способом є використання принципу двоканальності.

2.9. Визначення основних характеристик ємнісного гравіметра

1) Робочий діапазон прискорень ємнісного гравіметра

При розрахунку прискорення сили тяжіння прийнято вважати, що зміна напруги ΔU , яка є вихідним сигналом, що отримується з гравіметра є прямо пропорційною значенню гравітаційного прискорення у даній точці. Насправді, лінійність забезпечується лише в певному діапазоні прискорень (рис.2.9).

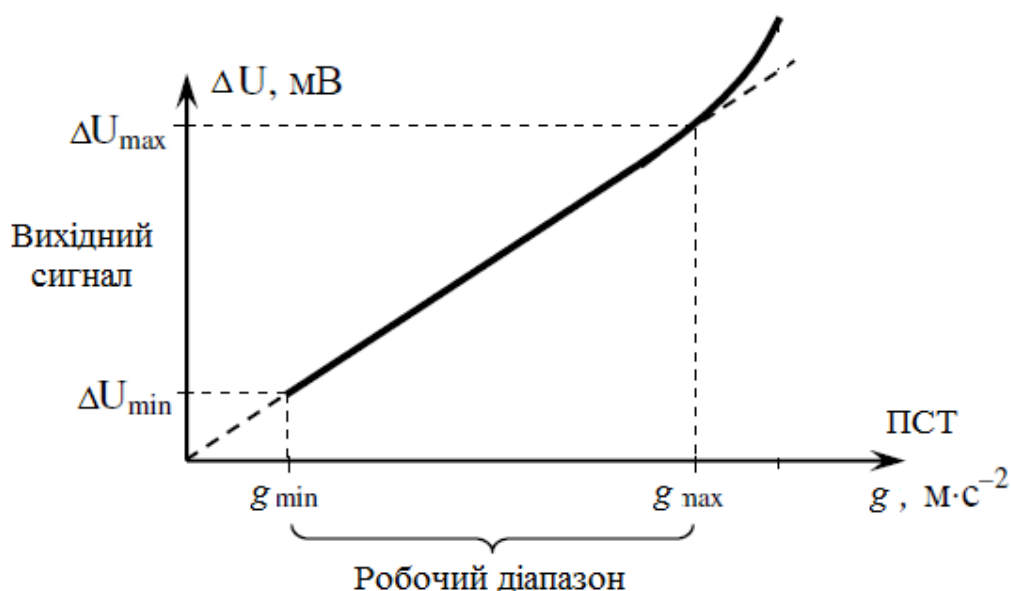


Рис. 2.9. Залежність вихідного сигналу ЄГ від ПСТ

Нижньою межею діапазону g_{min} є значення, при якому зміну напруги ΔU_{min} можливо виміряти з заданою точністю. Ця межа для нового ємнісного гравіметра має складати менше 1 мГал. Верхньою межею діапазону g_{max} є значення прискорення сили тяжіння, при якому залежність зміни напруги від зміни гравітаційного прискорення перестає бути лінійною. Для нового ємнісного гравіметра таким значенням є 10 м/с^2 .

2) Власна частота ЄГ

При підборі власної частоти ємнісного гравіметра ω_0 враховують наступні умови. Спектри частоти сигналу гравітаційного прискорення та сигналу вертикального прискорення ЛА, мають відрізнятися один від одного. Частотою, за якої сигнал ПСТ найбільший, є 0.1 рад/с . При цьому для вертикального прискоро-

рення така частота складає 0.269 рад/с. Саме тому значенням власної частоти обрано частоту 0.1 рад/с. Завдяки цьому корисний сигнал гравітаційного прискорення відокремлюється від сигналу основної завади.

3) Резонансна частота ЄГ

Резонанс – явище, при якому амплітуда вимушених коливань ЄГ сильно зростає при співпадінні частоти зовнішнього збурення і власної частоти ЄГ (0.1 рад/с). Ця частота обчислюється наступним чином:

$$\omega_p = \sqrt{\omega_0^2 - 2\beta^2}, \quad (2.28)$$

де ω_0 – власна частота ЄГ; $n = \beta$ – коефіцієнт демпфування ЄГ.

Резонанс відсутній за наступних умов:

$$\beta \geq \frac{\omega_0}{\sqrt{2}} \geq \frac{0.1}{\sqrt{2}} \geq 0.07. \quad (2.29)$$

Розрахуємо частоту резонансу

$$\omega_p = \sqrt{0.01 - 2 \cdot 0.07^2} = 0.1 \text{ рад} / \text{с}. \quad (2.30)$$

4) Робочий частотний діапазон ЄГ

Частоти, на яких працює ЄГ, є значно меншими, ніж частота власних коливань.

Амплітудно-частотна характеристика ЄГ зображена на рис.2.10.

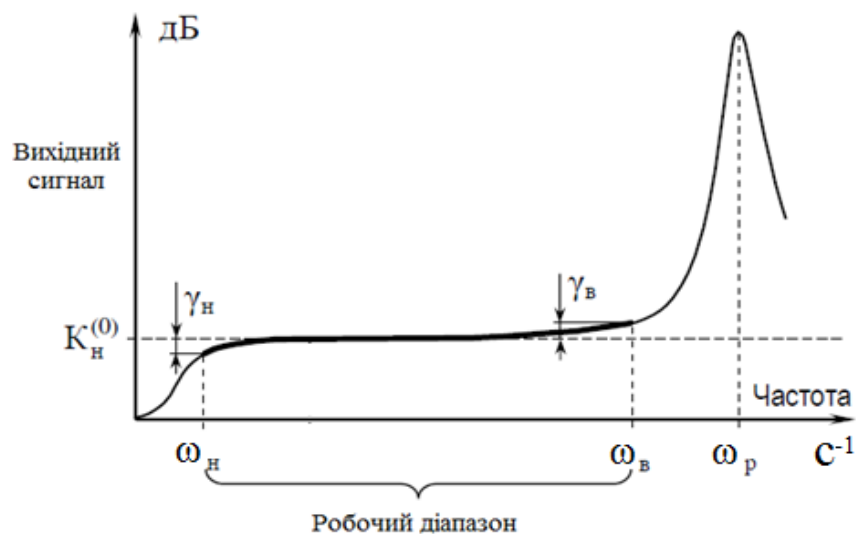


Рис.2.10. Залежність зміни напруги ЄГ від робочої частоти частоти при незмінному прискоренні. K_n – коефіцієнт перетворення по напрузі; γ_n, γ_v – амплі-

тудно-частотні похибки, які виникають на низьких та високих частотах відповідно; ω_n , ω_v – нижня та верхня межі частотного діапазону; ω_p – резонансна частота ЄГ

У літературі [4], [8] визначено переважну частоту прискорення сили тяжіння. Вона складає 0.00175 рад/с. Отже нижня межа частотного діапазону має бути меншою за 0.00175 рад/с. При цьому верхня межа частотного діапазону гравіметра має бути нижче резонансної (0,1 рад/с).

5) Температурна характеристика ЄГ

Температурна характеристика нового ЄГ в основному залежить від матеріалу, з якого виготовлено його чутливий елемент. В даному випадку це ніобат літію, тому варто аналізувати саме його температурні характеристики.

Відносна діелектрична проникність та питомий об'ємний опір змінюються при зміні температури таким чином, як це показано на рис. 2.11, а,б. Як бачимо, зміна температури мало впливає на діелектричну проникність, на відміну від питомого опору.

Отже, для заданих у п. 1.2 температурних вимог експлуатації (діапазон температур: $-40 \dots +75^\circ\text{C}$) ніобат літію підходить.

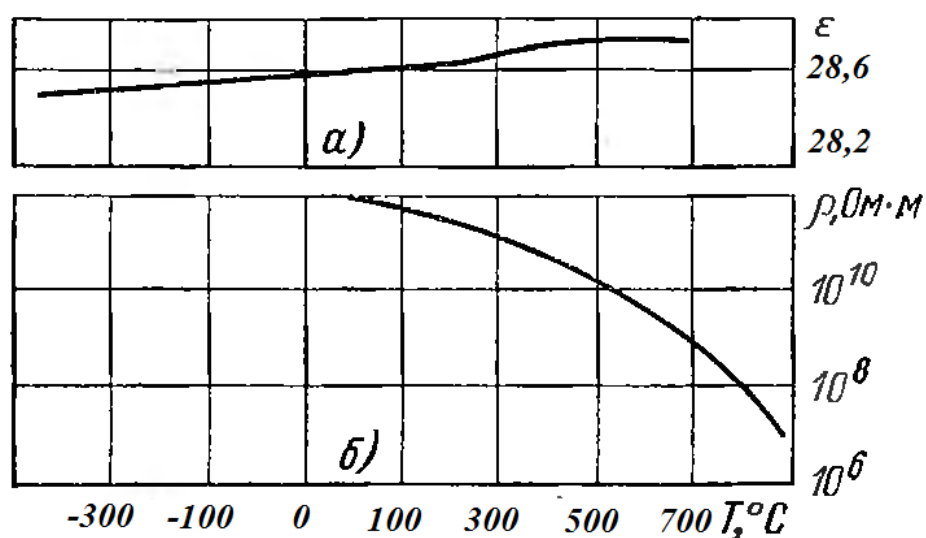


Рис. 2.11. Залежність а) відносної діелектричної проникливості; б) питомого об'ємного опору від температури

2.10. Висновки до розділу 2

2.10.1. Отримано математичну та механічну моделі роботи нового ЄГ (2.1) та сформульовано основне робоче рівняння руху АГС із ЄГ (2.28).

2.10.2. Розглянуто різні способи розміщення ЧЕ у конструкції ємнісного гравіметра, проведено їх порівняння, та аналіз переваг і недоліків. В результаті було обрано такий спосіб розміщення ЧЕ – центрований за допомогою приклеювання.

2.10.3. Проаналізовано основні види матеріалів, які можуть використовуватися для виготовлення ЧЕ нового ЄГ, і обрано ніобат літія. Він вимірює ПСТ лише в одному напрямку – вздовж осі, перпендикулярної площині встановлення ЄГ. Також він має стабільні характеристики.

2.10.4. Розраховано основні електричні параметри ЧЕ. виготовленого із ніобату літія.

2.10.5. Визначено основні характеристики ЄГ. Ними є робочий діапазон прискорень сили тяжіння, робочий діапазон частот, температурна характеристика та інші.

2.10.6. Розраховано частоту, якою має бути власна частота коливань ємнісного гравіметра для того. Щоб не потрібно було використовувати додаткову фільтрацію вихідного сигналу ЄГ. Така частота складає 0.1 рад/с.

РОЗДІЛ 3. АНАЛІЗ ОСНОВНИХ ПОХИБОК ТА ХАРАКТЕРИСТИК ЄМНІСНОГО ГРАВІМЕТРА ТА КОМПОНЕНТІВ, ЩО ВХОДЯТЬ ДО СКЛАДУ АВІАЦІЙНОЇ ГРАВІМЕТРИЧНОЇ СИСТЕМИ

У відомій літературі [1–10] немає інформації, в якій аналізуються основні похибки чи досліджуються основні характеристики нового ЄГ [37]. Тому необхідно провести такий аналіз та виконати необхідне дослідження, що й описується у даному розділі.

Задачами даного розділу є: розробка блок-схеми автоматизованої АГС із ЄГ для вимірювання аномалій ПСТ; розробка системи стабілізації осі чутливості ЄГ; аналіз методичних похибок автоматизованої АГС; визначення складу та структури похибок нового ЄГ; визначення основних похибок нового ЄГ та шляхів їх зменшення або ліквідації.

За результатами досліджень, проведених у даному розділі, опубліковано праці автора [37,43,48,54].

3.1. Рівняння руху і схема системи стабілізації АГС

Система стабілізації АГС використовується для забезпечення збігу вимірювальної осі нового ЄГ із довідковою вертикаллю. Для реалізації даної задачі ЄГ встановлюють на горизонтальну стабілізовану платформу (ГСП), яка складається з двох лінійних акселерометрів та виконавчих механізмів, які являють собою спеціальні двигуни [8].

Стабілізаційна система АГС працює так. Лінійні акселерометри установлені на ГСП, орієнтованій у географічній системі координат. Їх осі чутливості напрямлені на північ та на схід відповідно. Вирази для вихідних сигналів, що надходять з лінійних акселерометрів f_y, f_x , виглядають наступним чином [4]:

$$f_x = -(2\dot{r}\dot{\varphi}_c + r\ddot{\varphi}_c)\cos\chi + (\ddot{r} - r\dot{\varphi}_c^2)\sin\chi - 2r\omega_3\dot{\lambda}\cos\varphi_c\sin\varphi - r\dot{\lambda}\cos\varphi_c\sin\varphi + \aleph g; \quad (3.1)$$

$$f_y = 2r\dot{\varphi}_3\omega_3\sin\varphi_c + 2r\varphi_c\dot{\lambda}\sin\varphi_c - 2\dot{r}\dot{\lambda}\cos\varphi_c - r\ddot{\lambda}\cos\varphi_c - 2\dot{r}\omega_3\cos\varphi_c - \nu g, \quad (3.2)$$

де \aleph – кут між нормальними до еліпсоїда і геоїда у меридіональному перерізі, ν – кут між нормальними до еліпсоїда і геоїда у перерізі, перпендикулярному до ме-

ридiонального; φ – географiчна широта; φ_c – геоцентрична широта; λ – довгота мiсця; χ – вiдхилення вiд вертикалi.

Вихiднi сигнали лiнiйних акселерометрiв надходять на входи БЦОМ. На їх основi формується керуючий сигнал. Цей сигнал використовується для управлiння двигунами, якi вiдповiдають за повернення ГСП до нульового положення.

За умови абсолютно точної виставки ГСП у вертикальне положення, прискорення сили тяжiння буде дiяти лише по вертикальнiй осi, а отже його горизонтальнi складовi будуть вiдсутнi. З урахуванням цього, можна записати компоненти прискорень, що будуть компенсуватися у БЦОМ:

$$OX : 0 = -2r\omega_3\dot{\lambda}\cos\varphi_c\sin\varphi - r\dot{\lambda}\cos\varphi_c\sin\varphi; \quad (3.3)$$

$$OY : 0 = 2r\dot{\varphi}_3\omega_3\sin\varphi_c + 2r\varphi_c\dot{\lambda}\sin\varphi_c - 2\dot{r}\dot{\lambda}\cos\varphi_c - 2\dot{r}\omega_3\cos\varphi_c. \quad (3.4)$$

Зробимо наступне припущення. Вiдхилення вiд вертикалi будемо вважати рiвним нулю. Також складовими другого порядку малостi з (3.1), (3.2) можливо знехтувати. Тодi отримаємо:

$$f_x = -r\ddot{\varphi}_c; \quad (3.5)$$

$$f_y = -2r\ddot{\lambda}\cos\varphi_c. \quad (3.6)$$

Помножимо кожний iз сигналiв на $(-1/r)$ та проiнтегруємо. Отримаємо вiдповiдно $\ddot{\varphi}$ та $\ddot{\lambda}\cos\varphi$ (рис. 3.1). З використанням сигналу $\ddot{\varphi}$ вiбдується управлiння ГСП по осi ОХ (напрямлена на пiвнiч). Сигнал $\ddot{\lambda}\cos\varphi$ використовується для керування ГСП по осi ОУ (напрямлена на схiд). Проiнтегруємо сигнали швидкостi змiни широти i довготи ще раз. Отриманi значення широти i довготи введемо в БЦОМ з метою розрахунку прискорень, якi будуть компенсуватися вiдповiдно до сигналiв, що надходять з акселерометрiв. В результатi отримаємо iнерцiальну навігацiйну систему (або СiН – система iнерцiальної навігацiї).

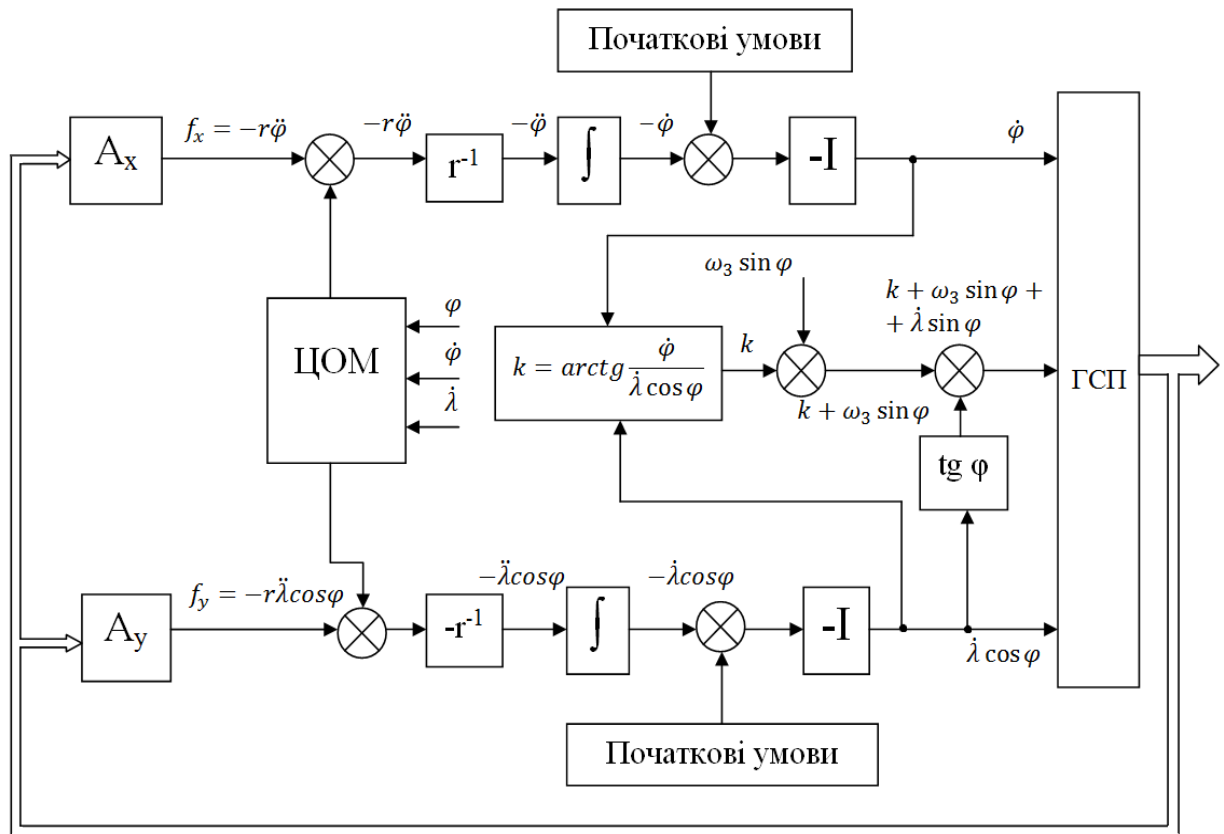


Рис. 3.1. Принципова схема стабілізаційної системи АГС

3.2. Рівняння руху і схема системи навігації АГС

Існує три основні типи навігаційних систем для ЛА:

- 1) системи інерціальної навігації – положення визначається за рахунок вимірювання прискорення та/або швидкості об'єкта;
- 2) радіонавігаційні системи, наземні та супутникові – положення визначається з використанням зовнішніх джерел інформації;
- 3) комбіновані – поєднання систем, наведених в 1) та 2).

Вимоги щодо точності навігаційних систем у авіаційній гравіметрії, цілком задовольняються при використанні СІН. Тому саме систему інерціальної навігації і будемо використовувати у подальшому як навігаційну систему АГС.

Блок-схема такої СІН наведена на рис. 3.2. Запишемо рівняння руху такої системи.

З п. 3.1. відомо, що система інерціальної навігації встановлюється на горизонтальну стабілізовану платформу. Із рис. 3.2. бачимо, що поділивши сигнали на виходах акселерометрів на $-1/r$, проінтегрувавши, врахувавши початкові умови, отримаємо кутові швидкості відносно осей ОХ та ОУ. Вирази для їх визначення виглядають наступним чином:

$$\omega_x = \dot{\phi}_c, \quad (3.7)$$

$$\omega_y = \dot{\lambda} \cos \phi_c. \quad (3.8)$$

Помножимо ω_y на $\sec \phi$ і проінтегруємо результат. Врахувавши початкове значення довготи, отримаємо довготу λ . Також проінтегруємо ω_x . Врахувавши початкове значення широти, отримаємо широту ϕ .

Помноживши ω_y та ω_x на r , отримаємо північну (вздовж осі ОХ) та південну (ОУ) лінійні швидкості літака відповідно.

3.3. Структурна схема АГС, що використовується для вимірювання аномалії прискорення сили тяжіння

Раніше (п. 1.6) було наведено вираз, який використовується у АГС з метою розрахунку гравітаційної аномалії:

$$\Delta g = f_z + E + A - \gamma_0 \quad (3.9)$$

де f_z – вихідний сигнал, що надходить з ЄГ;

$$E = \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi - \text{поправка}$$

$$\text{Етвеша; } A = 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \text{поправка за висоту;}$$

$\gamma_0 = \gamma_{0e}(1 + 0.0052884 \sin^2 \phi - 0.0000059 \sin^2 2\phi) - 0.0001387$ – розрахункове значення, якому має дорівнювати ПСТ у даній точці; $\gamma_{0e} = 9.78049 \text{ м/с}^2$ – довідкове значення ПСТ на екваторі; v – лінійна швидкість, з якою рухається ЛА; r – радіус, що характеризує місцезнаходження ЛА у геоцентричній системі координат; e – стиск референц-еліпсоїда; φ – географічна широта ЛА в даній точці; k – курс ЛА; ω_3 – кутова швидкість, з якою обертається Земля; h – висота, на якій знаходиться ЛА відносно поверхні еліпсоїда; \dot{h} – вертикальна швидкість, з якою рухається ЛА.

Рівняння руху АГС (3.9) має, на відміну від відомих, додаткові члени. До поправки Етвеша включено член $2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi$, що характеризує вплив вертикальної швидкості та несферичності форми Землі на широтах, відмінних від екватора. Така похибка може складати до 1 мГал і більше. До поправки за висоту додано член $\omega_3^2 h \cos^2 \varphi$. Похибка від його неврахування може становити до 2.67 мГал. Оскільки АГС з ємнісним гравіметром має вимірювати Δg із точністю 1 мГал, ці додаткові поправки необхідно враховувати.

Математичну модель АГС можна зобразити у вигляді схеми, наведеної на рис. 3.3. При розробці схеми враховувалися наступні залежності:

3.4. Структурна схема перетворювача сигналу гравітаційного прискорення у чутливому елементі

Кожен засіб вимірювальної техніки зазвичай розглядають як певний перетворювач, на сигналу на вході у деякий сигнал на виході. Скористаємося розглянутою у розділі 1 конструкцією нового ЄГ та складемо на її основі структурну схему такого перетворювача (рис. 3.4). Створення такої схеми та її аналіз необхідні для того, щоб у подальшому визначити передатний коефіцієнт гравіметра K_{EG} [64].

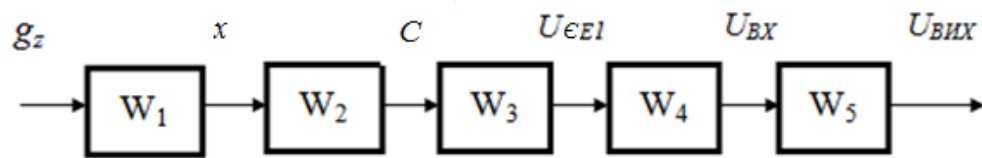


Рис. 3.4. Структурна схема перетворення сигналу ЄГ

В зображеній на рис.3.4 схемі, ланка W_1 еквівалентна компоненту, що перетворює гравітаційне прискорення g_z , що діє на ємнісний елемент, у зміну відстані між обкладками x . Вона пропорційна силі тяжіння G , яка діє на інерційну масу ϵE . Якщо сила тяжіння діє перпендикулярно площині рухомої обкладки, і відстань змінюється рівномірно, тоді $G=2F_{np}=2\kappa x$, відповідно:

$$W_1 = \frac{x}{G} = \frac{G}{2\kappa} \cdot \frac{1}{G} = \frac{1}{2\kappa}. \quad (3.11)$$

Ланці W_2 відповідає перетворення зміни відстані x у зміну ємності ΔC на електродах ϵE :

$$W_2 = \frac{\Delta C}{x} = \frac{\epsilon \cdot \epsilon_0 \cdot S \cdot x}{d \cdot x} = \frac{\epsilon \cdot \epsilon_0 \cdot S}{d} \quad (3.12)$$

де d – відстань між обкладками у стані спокою; ϵ – відносна діелектрична проникність матеріалу; ϵ_0 – діелектрична постійна вакууму; S – площа обкладок конденсатора.

Ланці W_3 відповідає перетворення зміни ємності ΔC у зміну напруги $\Delta U_{\epsilon E}$ на електродах ϵE .

$$W_3 = \frac{\Delta U_{\epsilon E}}{\Delta C} = \frac{U_{BX} \cdot \Delta C}{C \cdot \Delta C} = \frac{U_{BX}}{C} \quad (3.13)$$

Ланкою структурної схеми W_4 описується процес, який проходить при зміні напруги на ЄЕ (передача U_{CE} у коло U_{BX}). Це передатна функція диференціюючої ланки (рис.3.5). R_{BX} на даній схемі – це вхідний опір, який має підсилювач напруги.

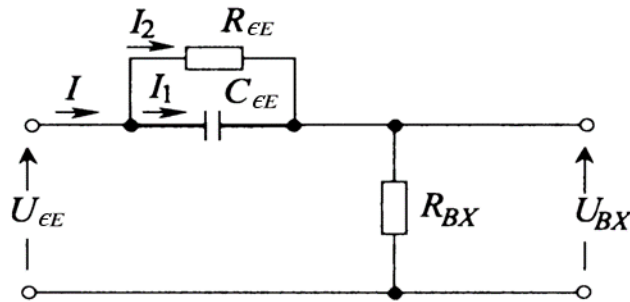


Рис. 3.5. Диференціююче електричне коло

Для схеми, зображеної на рис. 3.5, маємо наступні вирази:

$$U_{BX} = (I_1 + I_2) \cdot R_{BX}, \quad (3.14)$$

$$I_1 = C_{CE} \frac{dU_{C_{CE}}}{dt}, \quad (3.15)$$

$$I_2 = \frac{U_{C_{CE}}}{R_{CE}}. \quad (3.16)$$

Підставимо (3.15-16) у (3.14). Тоді:

$$U_{BX} = \left(C_{CE} \frac{dU_{C_{CE}}}{dt} + \frac{U_{C_{CE}}}{R_{CE}} \right) R_{BX}. \quad (3.17)$$

За законом Кірхгофа:

$$U_{C_{CE}} = I_2 R_{CE} = U_{CE} - U_{BX}. \quad (3.18)$$

Підставивши (3.18) у (3.17) отримаємо:

$$U_{BX} = C_{CE} R_{BX} \frac{d(U_{CE} - U_{BX})}{dt} + \frac{R_{BX}}{R_{CE}} (U_{CE} - U_{BX}). \quad (3.19)$$

Введемо коефіцієнт, який будемо використовувати у подальших розрахунках:

$$\varepsilon_R = \frac{R_{CE} + R_{BX}}{R_{BX}} \quad (3.20)$$

Поділивши вираз (3.19) на коефіцієнт ε_R , матимемо:

$$\frac{U_{BX}}{\varepsilon_R} = \frac{C_{CE}R_{BX}}{\varepsilon_R} \cdot \frac{dU_{CE}}{dt} - \frac{C_{CE}R_{BX}}{\varepsilon_R} \cdot \frac{dU_{BX}}{dt} + \frac{1}{\varepsilon_R} \frac{R_{BX}}{R_{CE}} U_{CE} - \frac{1}{\varepsilon_R} \frac{R_{BX}}{R_{CE}} U_{BX}. \quad (3.21)$$

Згрупуємо члени рівняння (3.21) та домножимо все на R_{CE} , щоб позбутися його в знаменнику. В результаті отримаємо:

$$U_{BX} + \frac{C_{CE}R_{CE}}{\varepsilon_R} \cdot \frac{dU_{BX}}{dt} = \frac{1}{\varepsilon_R} (C_{CE}R_{CE} \cdot \frac{dU_{CE}}{dt} + U_{CE}). \quad (3.22)$$

Позначимо $R_{CE} C_{CE}$ як постійну часу τ . Підставимо її у вираз (3.22) та застосуємо перетворення Лапласа. Тоді матимемо:

$$(1 + \frac{\tau}{\varepsilon_R} p) U_{BX} = \frac{1}{\varepsilon_R} (1 + \tau p) U_{CE}. \quad (3.23)$$

Отже, передатна функція W_4 матиме вигляд:

$$W_4(p) = \frac{U_{BX}}{U_{CE}} = \frac{1}{\varepsilon_R} \frac{1 + \tau p}{1 + \frac{\tau}{\varepsilon_R} p}. \quad (3.24)$$

Ланці W_5 відповідає передатна характеристика операційного підсилювача напруги [64]. Вона виявляє властивості, які існують у інерційної ланки першого порядку:

$$W_5(p) = \frac{K_{OP}}{1 + p \tau_{OP}}, \quad (3.25)$$

де K_{OP} – коефіцієнт підсилення, що має операційний підсилювач; τ_{OP} – постійна часу.

Проте, враховуючи те, що ємнісний гравіметр працює лише у вузькому діапазоні частот, передатна характеристика буде приблизно рівною коефіцієнту підсилення ОП. Тому можна вважати:

$$W_5 = K_{OP}. \quad (3.26)$$

Отже, в результаті вираз для передатної функції $W_{np}(p)$ виглядатиме наступним чином:

$$\begin{aligned}
 W_{np}(p) &= W_1 W_2 W_3(p) W_4(p) W_5 = \\
 &= \frac{U_{BX}}{2\kappa} \cdot \frac{1}{\varepsilon_R} \frac{1 + \tau p}{1 + \frac{\tau}{\varepsilon_R} p} \cdot K_{оп}
 \end{aligned}
 \tag{3.27}$$

Оскільки система не має зворотного зв'язку, то $K_{\epsilon\Gamma}(p) = W_{np}(p)$.

3.5. Аналіз методичних похибок АГС

Використаємо рівняння руху АГС для того, щоб визначити похибки вимірювання рухових параметрів ЛА у компонентах АГС. Запишемо даний вираз наступним чином [1]:

$$\Delta g = f_z + D, \quad (3.28)$$

де D – сумарна похибка АГС. Вона дорівнює:

$$D = \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \gamma_0. \quad (3.29)$$

Абсолютні значення похибок швидкості Δv , курсу Δk , широти $\Delta \varphi$, висоти Δh , швидкості \dot{h} можна виразити повним диференціалом функції похибки – ΔD , який виглядає наступним чином:

$$\Delta D = \left(\frac{dD}{dv} \right) \Delta v + \left(\frac{dD}{dk} \right) \Delta k + \left(\frac{dD}{d\varphi} \right) \Delta \varphi + \left(\frac{dD}{dh} \right) \Delta h + \left(\frac{dD}{d\dot{h}} \right) \Delta \dot{h}, \quad (3.30)$$

де $\frac{dD}{dv}, \frac{dD}{dk}, \frac{dD}{d\varphi}, \frac{dD}{dh}, \frac{dD}{d\dot{h}}$ – коефіцієнти, які характеризують чутливість АГС до похибок, що виникають при вимірюванні певних параметрів. Вирази для їх значення виглядають наступним чином:

$$\frac{dD}{dv} = \frac{2v}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 \sin k \cos \varphi - 2\dot{h} \frac{e}{r} \cos k \sin 2\varphi;$$

$$\frac{dD}{dk} = 2\omega_3 v \cos k \cos \varphi - 2e \frac{v^2}{r} \cos^2 \varphi \sin 2k + 2\dot{h} \frac{e}{r} v \sin k \sin 2\varphi;$$

$$\frac{dD}{d\varphi} = 2\omega_3 v \sin k \sin \varphi - \omega_3^2 h \sin 2\varphi - 4e \frac{v^2}{r} \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \sin 2\varphi - 4\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \cos 2\varphi - 5.3 \cdot 10^{-3} \gamma_{0e} \left(1 - 2 \frac{h}{r} \right) \sin 2\varphi;$$

$$\frac{dD}{dh} = \omega_3^2 \cos^2 \varphi + 2 \frac{\gamma_{0e}}{r}; \quad \frac{dD}{d\dot{h}} = -2 \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi.$$

Підставимо у отримані вище вирази наступні значення параметрів: $e = 3.4 \cdot 10^{-3}$, $h = 5 \cdot 10^3$ м, $\omega_3 = 7.3 \cdot 10^{-5} \text{с}^{-1}$, $r = 6.4 \cdot 10^6$ м, $\gamma_{0e} = 9.78049 \text{ м/с}^2$. Отримаємо

максимально допустимі значення коефіцієнтів чутливості похибок вимірювання параметрів АГС (табл. 3.1).

Таблиця 3.1

Максимально допустимі значення коефіцієнтів чутливості похибок вимірювання параметрів АГС

| $v, \text{ м/с}$ | $\dot{h}, \text{ м/с}$ | $\frac{dD}{dv}, \frac{\text{мГал}}{\text{м/с}}$ | $\frac{dD}{dk}, \frac{\text{мГал}}{\text{кут.хв.}}$ | $\frac{dD}{d\phi}, \frac{\text{мГал}}{\text{кут.хв.}}$ | $\frac{dD}{dh}, \frac{\text{мГал}}{\text{м}}$ | $\frac{dD}{d\dot{h}}, \frac{\text{мГал}}{\text{м/с}}$ |
|------------------|------------------------|---|---|--|---|---|
| 258 | 40 | 22,8 | 1,1 | 2,31 | 0,03 | $1 \cdot 10^{-5}$ |
| 150 | 30 | 19,8 | 0,7 | 2,06 | 0,02 | $1 \cdot 10^{-5}$ |
| 90 | 21 | 18 | 0,45 | 1,9 | 0,0108 | $1 \cdot 10^{-5}$ |
| 75 | 15 | 17 | 0,32 | 1,81 | 0,008 | $1 \cdot 10^{-5}$ |

3.5.1. Допустима похибка вимірювання швидкості

Вираз для чутливості АГС до похибок вимірювання швидкості:

$$\frac{dD}{dv} = \frac{2v}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 \sin k \cos \varphi - 2\dot{h} \frac{e}{r} \cos k \sin 2\varphi. \quad (3.31)$$

Підставимо $v=258 \text{ м/с}$, $\dot{h}=40 \text{ м/с}$, $e=3.4 \cdot 10^{-3}$, $r=6.4 \cdot 10^6 \text{ м}$, $\omega_3=7.3 \cdot 10^{-5} \text{ рад/с}$. Також знехтуємо деякими складовими, які мають малий порядок величин у порівнянні з іншими членами. Тоді рівність (3.31) можна записати у вигляді:

$$\frac{dD}{dv} \cong 3.59 \cdot (2.24 + 4.05 \cos \phi \sin k), \frac{\text{мГал}}{\text{м/с}}. \quad (3.32)$$

Використовуючи вираз (3.32), зобразимо графік залежності чутливості АГС до похибок вимірювання швидкості у залежності від широти, на якій знаходиться ЛА у випадку, коли курс постійний. Дані занесено до табл. 3.2 (рис.3.6).

Таблиця 3.2

Чутливість АГС до похибки вимірювання швидкості в залежності від широти

| φ , град | $\cos \varphi$ | $\frac{\Delta D}{\Delta v}, \frac{мГал}{м/с}$ | |
|------------------|----------------|---|----------------------------|
| | | Східний курс $k=90^0$ | Західний курс $k=270^0$ |
| 90 | 0 | 8,04 | 8,04 |
| 80 | 0.17 | 10,52 | 5,56 |
| 75 | 0.26 | 11,85 | 4,13 |
| 60 | 0.50 | 15,29 | 0,79 |
| 45 | 0.71 | 18,31 | -2,23 |
| 30 | 0.87 | 20,71 | -4,63 |
| 15 | 0.95 | 22,15 | -6,07 |
| 0 | 1 | 22,58 | -6,5 |

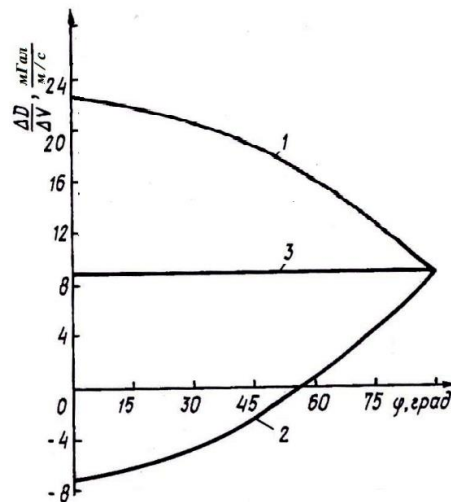


Рис. 3.6. Широтна залежність чутливості вихідного сигналу АГС до похибки вимірювання швидкості при курсі k , град: 1 – 90; 2 – 270; 3 – 180, 360

Для зручності побудови графіка залежності чутливості похибки вихідного сигналу АГС до похибки вимірювання швидкості в залежності від значення курсу при постійному значенні широти, введемо масштабний коефіцієнт $m=1/3.59$. Отримані дані занесено до таблиці 3.3, згідно них побудований рис. 3.7.

Таблиця 3.3

Чутливість АГС до похибки вимірювання швидкості в залежності від курсу-

$$cy, \frac{mGal}{m/c}$$

| k , град | φ , град | | | |
|------------|---|-------|------|------|
| | 0 | 45 | 60 | 75 |
| | $m \frac{\Delta D}{\Delta v}, \frac{mGal}{m/c}$ | | | |
| 0 | 2.24 | 2.24 | 2.24 | 2.24 |
| 30 | 4.26 | 3.67 | 3.25 | 2.76 |
| 60 | 5.74 | 4.72 | 4.00 | 3.15 |
| 90 | 6.29 | 5.10 | 4.26 | 3.29 |
| 120 | 5.74 | 4.72 | 4.00 | 3.15 |
| 150 | 4.26 | 3.67 | 3.25 | 2.76 |
| 180 | 2.24 | 2.24 | 2.24 | 2.24 |
| 210 | 0.22 | 0.81 | 1.23 | 1.72 |
| 240 | -1.30 | -0.24 | 0.48 | 1.33 |
| 270 | 1.81 | -0.62 | 0.22 | 1.19 |
| 300 | -1.30 | -0.24 | 0.48 | 1.33 |
| 330 | 0.22 | 0.81 | 1.23 | 1.72 |
| 360 | 2.24 | 2.24 | 2.24 | 2.24 |

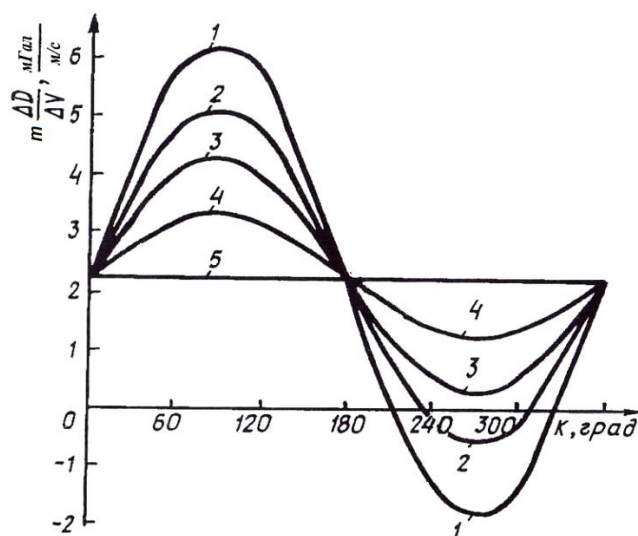


Рис. 3.7. Чутливість АГС до похибки вимірювання швидкості в залежності від курсу при широті $\varphi, ^\circ$: 1 - 0, 2 - 45, 3 - 60, 4 - 75, 5 - 90

Проаналізувавши графіки на рис. 3.6, 3.7, можна зробити наступні висновки:

1) чутливість вихідного сигналу АГС до похибки вимірювання швидкості є максимальною (не враховуючи полюс як широту з нульовою довжиною) по модулю як для східного, так і для західного курсів (відповідно $\left|\frac{\Delta D}{\Delta v}\right|=22.58 \frac{мГал}{м/с}$ і $\left|\frac{\Delta D}{\Delta v}\right|=6.5 \frac{мГал}{м/с}$) тоді, коли значення широти складає $\varphi = 0^0$ (екватор);

2) чутливість вихідного сигналу АГС до похибки вимірювання швидкості є постійною, коли ЛА рухається на північ або на південь ($\left|\frac{\Delta D}{\Delta v}\right|=8,04 \frac{мГал}{м/с}$), внаслідок чого похибку легше компенсувати.

Тому, з метою зниження чутливості АГС до похибки вимірювання швидкості та спрощення її компенсації необхідно, щоб ЛА при вимірюванні ПСТ рухався переважно уздовж меридіанів.

З виразу (3.30) можна визначити ΔD_v – похибку, що спричинена впливом похибок, з якими вимірюється швидкість Δv :

$$\Delta D_v = \left(\frac{dD}{dv} \right) \Delta v. \quad (3.33)$$

З рівняння (3.33), і врахувавши максимальний коефіцієнт чутливості з таблиці 3.1, знайдемо, яким може бути найбільше значення похибки вимірювання швидкості ЛА при точності АГС в 1 мГал:

$$\Delta v = \frac{\Delta D_v}{dD/dv} = 0.05 м/с. \quad (3.34)$$

3.5.2. Допустима похибка вимірювання широти

Запишемо чутливість похибки сигналу на виході АГС до похибки, з якою вимірюється широта:

$$\begin{aligned} \frac{dD}{d\phi} = & 2\omega_3 v \sin k \sin \phi - \omega_3^2 h \sin 2\phi - 4e \frac{v^2}{r} \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2}\right) \sin 2\phi - \\ & 4\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \cos 2\phi - 5,3 \cdot 10^{-3} \gamma_{0e} \left(1 - 2\frac{h}{r}\right) \sin 2\phi. \end{aligned} \quad (3.35)$$

Підставимо $v=258$ м/с, $\dot{h}=40$ м/с, $e=3.4 \cdot 10^{-3}$, $r=6.4 \cdot 10^6$ м, $\omega_3=7.3 \cdot 10^{-5}$ рад/с. Також знехтуємо деякими складовими, які мають малий порядок величин у порівнянні з іншими членами. Тоді для різних курсів ($k = 90^\circ, 270^\circ, 180^\circ$) маємо:

$$\begin{aligned}\frac{dD}{d\varphi} &= 1.13 \sin \varphi + 1.58 \sin 2\varphi; \\ \frac{dD}{d\varphi} &= -1.13 \sin \varphi + 1.58 \sin 2\varphi; \\ \frac{dD}{d\varphi} &= 1.58 \sin 2\varphi.\end{aligned}\tag{3.36}$$

Відповідно до виразу (3.36), можлива побудова та аналіз графіків чутливості похибки сигналу на виході АГС до похибки, з якою вимірюється широта. За результатами такого аналізу можна зробити висновок, що найбільша чутливість до похибки виявляється при курсі $k = 90^\circ$, а найменшою – при курсі $k = 270^\circ$.

Із виразу (3.30) можна визначити ΔD_φ – похибку, що спричинена впливом похибок, з якими вимірюється широта $\Delta\varphi$:

$$\Delta D_\varphi = \left(\frac{dD}{d\varphi} \right) \Delta\varphi.\tag{3.37}$$

З рівняння (3.37), і врахувавши максимальний коефіцієнт чутливості з таблиці 3.1, знайдемо, яким може бути найбільше значення похибки вимірювання широти ЛА при точності АГС в 1 мГал:

$$\Delta\varphi = \frac{\Delta D_\varphi}{dD/d\varphi} = 0.5 \text{ кут.хв.}\tag{3.38}$$

3.5.3. Допустима похибка вимірювання курсу

Запишемо чутливість похибки сигналу на виході АГС до похибки, з якою вимірюється курс:

$$\frac{dD}{dk} = 2\omega_3 v \cos k \cos \varphi - 2e \frac{v^2}{r} \cos^2 \varphi \sin 2k + 2\dot{h} \frac{e}{r} v \sin k \sin 2\varphi.\tag{3.39}$$

Підставимо $v=258$ м/с, $\dot{h}=40$ м/с, $e=3.4 \cdot 10^{-3}$, $r=6.4 \cdot 10^6$ м, $\omega_3=7.3 \cdot 10^{-5}$ рад/с. Також знехтуємо деякими складовими, які мають малий порядок величин у порівнянні з іншими членами. Тоді рівність (3.39) можна записати у вигляді:

$$\frac{dD}{dk} = 0.29 \cdot 10^{-6} \cos k \cos \varphi \cdot (3770 - 14.1 \cos \varphi \sin k). \quad (3.40)$$

Відповідно до виразу (3.40) можна зробити висновок, що найменша чутливість до похибки виявляється при широті $\varphi = 90^\circ$, а найбільша – при широті $\varphi = 0^\circ$.

Із виразу (3.30) можна визначити ΔD_k – похибку, що спричинена впливом похибок, з якими вимірюється курс Δk :

$$\Delta D_k = \left(\frac{dD}{dk} \right) \Delta k. \quad (3.41)$$

З рівняння (3.41), і врахувавши максимальний коефіцієнт чутливості з таблиці 3.1, знайдемо, яким може бути найбільше значення похибки вимірювання курсу ЛА при точності АГС в 1 мГал:

$$\Delta k = \frac{\Delta D_k}{dD/dk} = 1.44 \text{ кут.хв.} \quad (3.42)$$

3.5.4. Допустима похибка вимірювання висоти

Запишемо чутливість похибки сигналу на виході АГС до похибки, з якою вимірюється висота:

$$\frac{dD}{dh} = \omega_3^2 \cos^2 \varphi + 2 \frac{\gamma_0}{r}. \quad (3.43)$$

Із виразу (3.30) можна визначити ΔD_h – похибку, що спричинена впливом похибок, з якими вимірюється курс Δh :

$$\Delta D_h = \left(\frac{dD}{dh} \right) \Delta h. \quad (3.44)$$

З рівняння (3.44), і врахувавши максимальний коефіцієнт чутливості з таблиці 3.1, знайдемо, яким може бути найбільше значення похибки вимірювання висоти ЛА при точності АГС в 1 мГал:

$$\Delta D_h = \left(\frac{dD}{dh} \right) \Delta h \Rightarrow \Delta h = \frac{\Delta D_h}{dD/dh} = 3.3 \text{ м.} \quad (3.45)$$

3.5.5. Допустима похибка визначення вертикальної швидкості

Запишемо чутливість похибки сигналу на виході АГС до похибки, з якою вимірюється вертикальна швидкість:

$$\frac{dD}{dh} = -2 \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi. \quad (3.46)$$

Із виразу (3.30) можна визначити ΔD_h – похибку, що спричинена впливом похибок, з якими вимірюється курс $\Delta \dot{h}$:

$$\Delta D_h = \left(\frac{dD}{dh} \right) \Delta \dot{h}. \quad (3.47)$$

З рівняння (3.47), і врахувавши максимальний коефіцієнт чутливості з таблиці 3.1, знайдемо, яким може бути найбільше значення похибки вимірювання вертикальної швидкості ЛА при точності АГС в 1 мГал:

$$\Delta \dot{h} = \frac{\Delta D_h}{dD/dh} = 30 \text{ м / с}. \quad (3.48)$$

3.5.6. Допустима похибка стабілізації осі чутливості ємнісного гравіметра

В умовах реальної експлуатації між істинною вертикаллю місця та віссю чутливості ЄГ існує певний кут χ . Відповідно, ЄГ може виміряти лише проекцію вектора прискорення сили тяжіння на його вісь чутливості.

Для забезпечення значень похибок вимірювань гравітаційного прискорення у межах допустимих значень, ЄГ встановлено на гіростабілізовану платформу. Отже, необхідно визначити максимально допустиме значення похибки стабілізації осі чутливості гравіметра. Розглянемо рис. 3.8. Бачимо, що

$$\cos \chi = \frac{f_{z\epsilon}}{f_z} = 1 - \frac{\Delta f_{z\epsilon}}{f_z}. \quad (3.49)$$

Для зручності обчислень, замінимо $\cos \chi$ на два перших члени ряду, в який розкладається функція косинуса. Отримаємо:

$$1 - \frac{\chi^2}{2} = 1 - \frac{\Delta f_{z\epsilon}}{f_z}. \quad (3.50)$$

Враховуючи те, що похибка $\Delta f_{ze} \leq 1$ мГал, знайдемо, яким може бути найбільше значення, якого набуває похибка стабілізації осі чутливості гравіметра:

$$\chi \leq \sqrt{\frac{2\Delta f_{ze}}{f_z}} = 1.41 \cdot 10^{-3} \text{ рад} = 5 \text{ кут.хв} \quad (3.51)$$

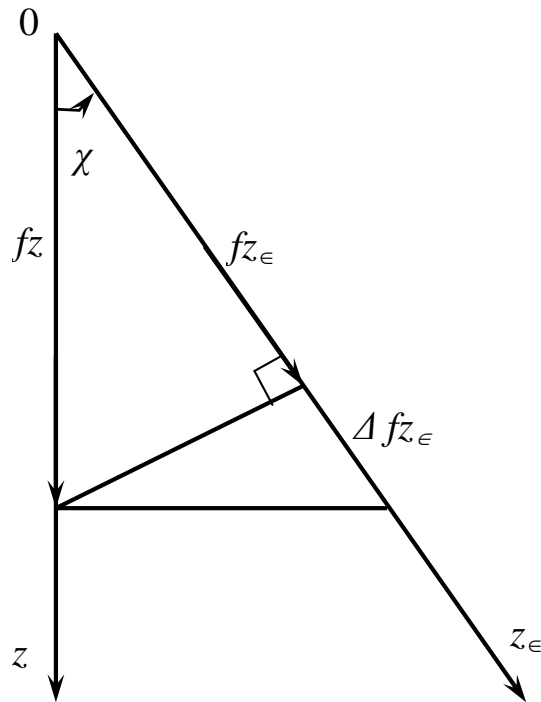


Рис.3.8. Істинна (f_z) та реальна (f_{ze}) осі чутливості ЄГ

3.5.7. Допустима похибка визначення шляху

Скориставшись (3.34), можна визначити максимальну похибку визначення шляху:

$$\Delta v = \frac{\Delta D_v}{dD/dv} = 0.05 \text{ м/с} . \quad (3.52)$$

$$\Delta s = \Delta t \cdot 0.05 \text{ м.} \quad (3.53)$$

де Δt – час, за який визначають основні навігаційні параметри. Для нового ЄГ він становить 30 с.Тоді отримаємо:

$$\Delta s = \Delta t \cdot 0.05 = 1.5 \text{ м.} \quad (3.54)$$

Всі методичні похибки АГС обчислено. Запишемо їх у таблицю 3.4:

Таблиця 3.4

Максимально допустимі значення, яких набувають похибки вимірювання параметрів АГС

| Похибка вимірювання | Величина похибки |
|---|------------------|
| Лінійна швидкість v , м/с | 0.05 |
| Поточний курс k , кут. хв. | 1.43 |
| Географічна широта ЛА φ , кут. хв. | 0.5 |
| Висота ЛА над поверхнею h , м | 3.3 |
| Вертикальна швидкість ЛА $\Delta \dot{h}$, м/с | $0.5 \cdot 10^2$ |
| Шлях s , м | 1.5 |
| Виставка осі чутливості ЄГ, кут. хв. | 5 |

3.6. Спосіб виставлення осі чутливості ємнісного гравіметра

У автоматизованій АГС із новим ЄГ точність вимірювання гравітаційної аномалії у першу чергу залежить від точності виставки осі чутливості гравіметра. Як зазначено вище, в умовах реальної експлуатації між істинною вертикаллю місця та віссю чутливості ЄГ існує певний кут χ , отже, ЄГ може виміряти лише проекцію вектора прискорення сили тяжіння на його вісь чутливості. Отже, необхідно виставляти вісь чутливості ЄГ у положення, при якому кут відхилення буде рівним нулю, з високою точністю [87].

Високоточна виставка осі чутливості ЄГ 1 (рис. 3.9) відбувається шляхом високоточної виставки площини, поверхні корпусу ЄГ. На даній поверхні розташовано оптичну мітку 4 та елемент 7, що відбиває світло. Також ця площина містить напрямок, якому відповідає місцева вертикаль. Це можливо реалізувати за рахунок орієнтації фотоелектричного автоколیمатора 8 по всіх трьох осях. Фотоелектричний коліматор дає змогу оцінити відхилення площини від нормального відносно оптичної осі коліматора положення. Вихідний сигнал коліматора, пропорційний значенню відхилення, подається на вхід ЕОМ 3. ЕОМ на виході подає керуючі сигнали на ГСП 2 для ліквідації відхилення. Після закінчення виставки вісь чутливості ЄГ є нормальною до оптичної осі коліматора..

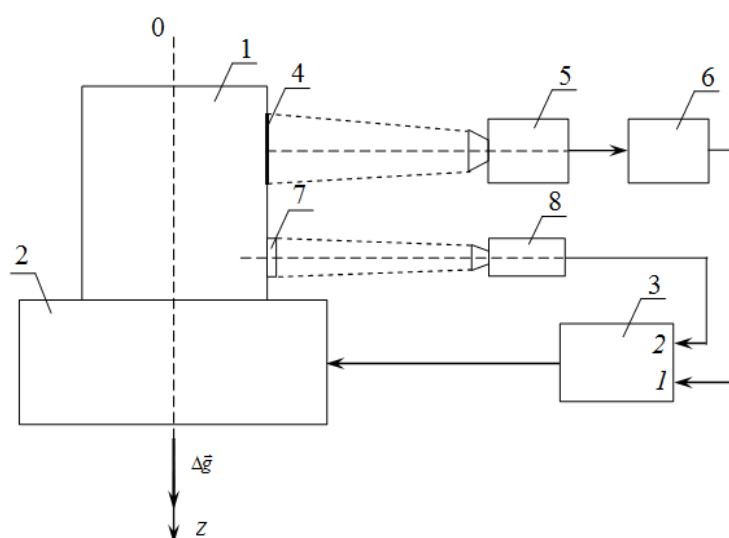


Рис. 3.9. Гравіметрична система для високоточної виставки осі чутливості гравіметра: 1 – гравіметр, 2 – гіростабілізована платформа, 3 – ЕОМ, 4 – опти-

чна мітка, 5 – відеокамера, 6 – пристрій обробки апроксимації мітки, 7 – елемент, що відбиває світло, 8 – фотоелектричний автоколіматор

При виставці осі чутливості у вертикальне положення, вона зазвичай має деякий кут відхилення від вертикалі місця. Значення цього кута відхилення розраховується з використанням системи, у якій є оптична мітка, відеокамера 5, а також пристрій обробки апроксимації мітки 6. За допомогою відеокамери відбувається рестрація значення, на яке відхиляється оптична мітка порівняно з напрямком вертикалі місця. Зображення, що отримано з відеокамери, надходить у пристрій обробки апроксимації мітки. Опрацьована інформація передається на вхід ЕОМ. ЕОМ на виході подає керуючі сигнали на ГСП 2 для ліквідації відхилення від напрямку вертикалі місця.

3.7. Склад і структура похибок ємнісного гравіметра

Для того, щоб проаналізувати похибки ЄГ, необхідно класифікувати їх наступним чином треба дотримуватися такої їх класифікації: за причиною похибок – методичні та інструментальні; за характером впливу – статичні та динамічні; за повторюваністю – випадкові та систематичні [88, 89].

3.7.1. Інструментальні похибки

Інструментальна похибка ЄГ дорівнює сумі всіх похибок, які мають вплив на вихідне значення гравіметра [90].

Формула для перетворення гравітаційного прискорення у напругу виглядає наступним чином:

$$U_{ВИХ} = U_{ВХ} \left(1 + \frac{mg_z}{\kappa d}\right) \quad (3.55)$$

де $U_{ВИХ}$ – вихідна напруга ЄГ; $U_{ВХ}$ – вхідна напруга ЄГ; g_z – прискорення сили тяжіння; m – маса чутливого елемента та інерційної маси разом; κ – коефіцієнт пружності, d – відстань між обкладками конденсатора у стані спокою.

Значення гравітаційного прискорення визначається за формулою:

$$g_z = \frac{(U_{ВИХ} - U_{ВХ}) \cdot \kappa \cdot d}{m \cdot U_{ВХ}} \quad (3.56)$$

Відносна інструментальна похибка вихідного сигналу ЄГ дорівнює сумі всіх відносних похибок:

$$\frac{\Delta g_z}{g_z} = \frac{\Delta U_{ВИХ}}{U_{ВИХ}} + \frac{\Delta \kappa}{\kappa} + \frac{\Delta d}{d} - \frac{\Delta m}{m} \quad (3.57)$$

Розглянемо кожен складову похибки:

1) Похибка від зміни коефіцієнта пружності:

$$\frac{\Delta \kappa}{\kappa} = \frac{\Delta S}{S} - \frac{\Delta d}{d} = \frac{\Delta a}{a} + \frac{\Delta b}{b} - \frac{\Delta d}{d}, \quad (3.58)$$

де $a=2 \cdot 10^{-2}$ м, $b=2 \cdot 10^{-2}$ м – довжина та ширина обкладок ЄГ, $d=5 \cdot 10^{-3}$ м – відстань між обкладками гравіметра, $\Delta a=0.8$ мкм, $\Delta b=0.8$ мкм, $\Delta d=0.2$ мкм – допуски виготовлення пружного елемента.

$$\frac{\Delta \kappa}{\kappa} = \frac{8 \cdot 10^{-6}}{2 \cdot 10^{-2}} + \frac{8 \cdot 10^{-6}}{2.5 \cdot 10^{-2}} - \frac{2 \cdot 10^{-6}}{5 \cdot 10^{-3}} = 3.2 \cdot 10^{-4}, \quad (3.59)$$

2) Похибка від зміни відстані між обкладками:

$$\frac{\Delta d}{d} = \frac{2 \cdot 10^{-6}}{5 \cdot 10^{-3}} = 4 \cdot 10^{-4}, \quad (3.60)$$

3) Похибка від зміни маси:

$$m = \rho \cdot V, \quad (3.61)$$

де V – об’єм чутливого елемента; ρ – густина ніобату літію.

Похибка від зміни густини чутливого елемента залежить від температури навколишнього середовища, тому вираз для її розрахунку виглядає наступним чином:

$$\left(\frac{\Delta \rho}{\rho} \right) = \alpha_{cmp} \Delta t, \quad (3.62)$$

де $\alpha_{cmp} = 0.59 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ – температурний коефіцієнт лінійного розширення ніобату літія[72]; Δt – максимальне відхилення температури від розрахункового (20°C) у діапазоні від 40°C до $+75^\circ\text{C}$.

Тоді:

$$\left(\frac{\Delta \rho}{\rho} \right) = 0.59 \cdot 10^{-6} \cdot 60 = 35.4 \cdot 10^{-6}. \quad (3.63)$$

Похибка від зміни об’єму чутливого елемента:

$$\left(\frac{\Delta V}{V} \right) = \frac{\Delta S}{S} + \frac{\Delta h_n}{h_n} = 7.2 \cdot 10^{-4} + 4 \cdot 10^{-4} = 1.12 \cdot 10^{-3}. \quad (3.64)$$

Тоді похибка від зміни маси дорівнює:

$$\frac{\Delta m}{m} = \frac{\Delta \rho}{\rho} + \frac{\Delta S}{S} + \frac{\Delta h_n}{h_n} = 35.4 \cdot 10^{-6} + 7.2 \cdot 10^{-4} + 4 \cdot 10^{-4} = 1.155 \cdot 10^{-3} \quad (3.65)$$

4) Похибку від зміни напруги визначимо наступним чином. Максимальна похибка, викликана інструментальною складовою, має бути на порядок менше сумарної похибки ЄГ в 1 мГал. Відповідно:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta U_{BHX}}{U_{BHX}} &= \frac{\Delta g_z}{g_z} - \frac{\Delta \kappa}{\kappa} - \frac{\Delta d}{d} + \frac{\Delta m}{m} = 1 \cdot 10^{-6} - 3.2 \cdot 10^{-4} - 4 \cdot 10^{-4} + 1.155 \cdot 10^{-3} = \\ &= 4.36 \cdot 10^{-4}. \end{aligned} \quad (3.66)$$

Занесемо значення всіх похибок до табл. 3.5

Таблиця 3.5

Інструментальні похибки ЄГ

| Компоненти інструментальної похибки | Величина похибки |
|--|-----------------------|
| Похибка від зміни коефіцієнта пружності, $\frac{\Delta\kappa}{\kappa}$ | $3.2 \cdot 10^{-4}$ |
| Похибка від зміни відстані між обкладками, $\frac{\Delta d}{d}$ | $4 \cdot 10^{-4}$ |
| Похибка від зміни маси, $\frac{\Delta m}{m}$ | $1.155 \cdot 10^{-3}$ |
| Похибка від зміни напруги, $\frac{\Delta U_{ВНХ}}{U_{ВНХ}}$ | $4,36 \cdot 10^{-4}$ |
| Сумарна інструментальна похибка | $1 \cdot 10^{-6}$ |

3.7.2. Похибка механічного кріплення ємнісного гравіметра до основи

Кріплення ЄГ до основи є дуже важливим. Зазвичай воно виконується у вигляді пружного зв'язку (рис.3.10).

Невдало підібраний спосіб кріплення гравіметра до основи може призвести до великих похибок гравіметра.

Такі похибки, в основному, викликають появу резонансів на частотах, вищих за певну величину (рис. 3.11) [60].

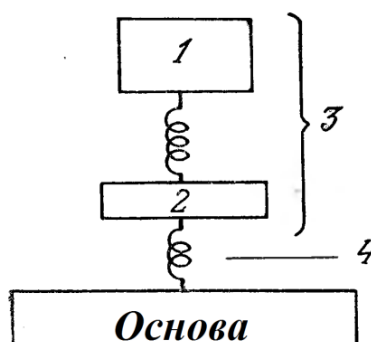


Рис. 3.10. Механічна модель гравіметра: 1– ЧЕ; 2 – основа ЄГ; 3 – ЄГ; 4 –

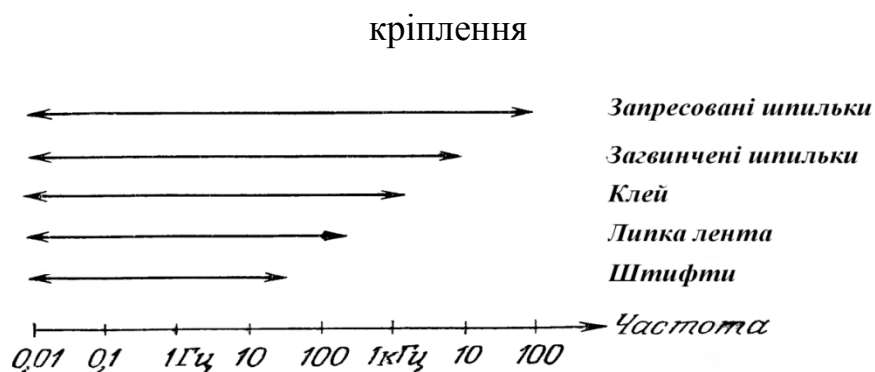


Рис. 3.11. Способи кріплення та максимальна частота коливань основи

Проте, оскільки гравіметр працює на частотах, нижчих за власну частоту, висока верхня межа робочого діапазону не є необхідною. Тому обираємо з рис. 3.11 спосіб кріплення – клей.

3.7.3. Похибка, викликана наявністю різних типів шумів

Причин виникнення різних типів шумів, що виникають у вимірювальних системах, може бути дуже багато. Їх необхідно враховувати для того, щоб забезпечити якість показників ЄГ. При цьому ЄГ треба проектувати таким чином, щоб вплив шумів можливо було проігнорувати або взагалі ліквідувати.

Одним з шумів, які впливають найбільше, а тому їх треба зменшувати в першу чергу, є шуми, що викликані паразитною ємністю з'єднань..

Найчастіше для зменшення або уникнення такого шуму датчик з'єднують з вимірювальною схемою за допомогою коаксіального кабеля (рис. 3.12). Він має екрануючу обмотку або обплетення, яке є заземленим і, відповідно, працює як екран від шумів. Такий кабель містить провідник, навколо якого знаходиться внутрішня ізоляція. Зовнішня поверхня ізоляції покривається екраном, виконаним у вигляді намотки, обплетення або фольги. Цей екран заземлений і виступає, як другий провідник. Зверху кабель вкритий зовнішньою ізоляційною оболонкою.

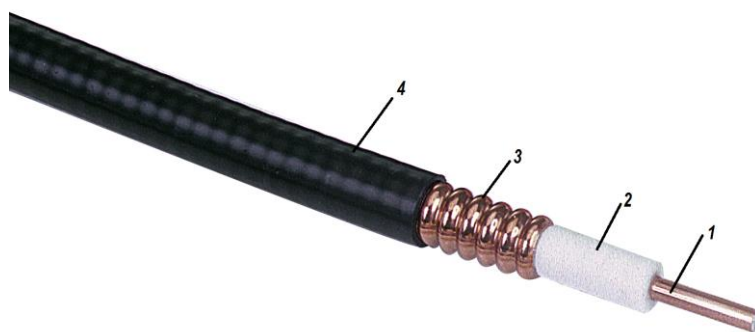


Рис. 3.12. Коаксіальний кабель: 1 –провідник; 2 – внутрішня ізоляція; 3 – екран; 4 – зовнішня ізоляція

Однак, коаксіальний кабель має малі зносостійкість та вологостійкість і відносно низьку шумозахищеність при збільшенні відстані, а також затухання сигналу.

Більше ефективний спосіб зниження шумів – використання кабелю типу «вита пара». Він містить 2 або більше скручених пар провідників з однаковим або різним кроком скрутки кожної пари. Внаслідок цього, взаємні перешкоди діють тільки всередині пари, причому у зустрічному напрямку одна до одної, тому майже компенсуються [63].

З'єднання кабелю та ЄГ теж може створювати шуми. Щоб їх зменшити, кабель жорстко скріплюють з виходом ЧЕ.

3.7.4. Похибка, зумовлена зміщенням нуль-пункту

Однією з похибок гравіметрів, які дуже складно ліквідувати, є дрейф нуля, або ж зміщення нуль-пункту. Суть дрейфу нуля полягає в тому, що значення на виході ЄГ змінюється при незмінних умовах навколишнього середовища, а також місця розташування. Для ЄГ причиною може бути поступова деформація пружного елемента під дією постійного статичного або динамічного навантаження без прикладення на нього додаткового навантаження, а також вплив температурних змін [8].

Дрейф нуля може складати для різних систем і матеріалів від десятків мікрогал до кількох мілігал за добу.

Проте, дрейф нуля нового ЄГ може бути практично рівним нулю упродовж тривалого часу. Це відбувається за рахунок того, що низькі та середні температури не впливають на вихідний сигнал ЄГ, а сталі значення похибки дозволяє компенсувати навантаження як за рахунок диференціальної схеми, так і алгоритмічними методами при обробці сигналу ЄГ на ЕОМ.

3.7.5. Похибки від переносної кутової швидкості

Похибки, викликані переносною кутовою швидкістю ω_z , розраховуються наступним чином [8]:

$$\Delta_3 = K_{\text{ЄГ}} \omega_3; \quad (3.67)$$

$$\delta_3 = \frac{\Delta_3}{\alpha_{\text{кор}}} \cdot 100\%, \quad (3.68)$$

де ω_3 – швидкість обертання Землі; $K_{\text{ЄГ}}$ – коефіцієнт передачі ЄГ; $\alpha_{\text{кор}}$ – корисний сигнал ЄГ.

Розрахуємо Δ_3 . В першу чергу, необхідно врахувати, що переносна кутова швидкість спричинена обертанням Землі навколо власної осі, а також рухом ЛА:

$$\omega_z = \omega_3 \sin \varphi + \frac{v_y}{r} \operatorname{tg} \varphi; \quad (3.69)$$

$$v_y = r \dot{\lambda} \cos \varphi; \quad (3.70)$$

$$\frac{v_y}{r} \operatorname{tg} \varphi = \dot{\lambda} \sin \varphi, \quad (3.71)$$

де r – геоцентричний радіус Землі; v_y – лінійна швидкість ЛА по осі Оу; $\dot{\lambda}$ – швидкість зміни довготи.

Враховуючи (3.71) перепишемо (3.69) наступним чином:

$$\omega_z = (\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \varphi. \quad (3.72)$$

Також ЛА обертається навколо осі Oz , маючи при цьому певну кутову швидкість \dot{k} , отже

$$\omega_z = (\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \varphi + \dot{k}, \quad (3.73)$$

де k – кут курсу, що знаходиться у горизонтальній площині, і вимірюється за годинниковою стрілкою від північного напрямку (ОХ) до осі ЛА.

Підставивши (3.73) у (3.67), отримаємо:

$$\Delta_3 = K_{cr}[(\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \phi + \dot{k}]. \quad (3.74)$$

Середнє значення похибки $\bar{\Delta}_3$ дорівнює:

$$(t_2 - t_1)\bar{\Delta}_3 = K_{cr}[k(t_2) - k(t_1)] + K_{cr} \int_{t_1}^{t_2} \omega_3 \sin \phi(t) dt + K_{cr} \int_{t_1}^{t_2} \dot{\lambda}(t) \sin \phi(t) dt, \quad (3.75)$$

де $(t_2 - t_1)$ – інтервал, на якому відбувається усереднення.

$K_{cr}\omega_3 \sin \phi$ набуває максимального значення при $\phi = 90^\circ$ і з урахуванням того, що кутова швидкість обертання Землі становить $\omega_3 = 7.29 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}$, дорівнює $2.92 \cdot 10^{-5}$ рад [8].

Можна замінити $\int_{t_1}^{t_2} \sin \phi(t) dt$ значенням $\overline{\sin \phi}$ для інтервалу $(t_2 - t_1)$. Оскільки швидкість польотів є сталою, то $\bar{\phi}$ відповідає значенню в середині інтервалу $(t_2 - t_1)$, тому $\overline{\sin \phi} \approx \sin \bar{\phi}$, отже

$$K_{cr} \int_{t_1}^{t_2} \omega_3 \sin \phi(t) dt = K_{cr} \omega_3 \sin \bar{\phi} (t_2 - t_1). \quad (3.76)$$

АГС має максимальну чутливість до похибки, з якою вимірюється широта, коли ЛА знаходиться у «середніх» широтах ($25-65^\circ$). Якщо широта $\phi = 65^\circ$, швидкість $v_y = 234 \text{ м/с}$, а геоцентричний радіус Землі $r = 6.4 \cdot 10^6 \text{ м}$, то:

$$\dot{\lambda}(t) \sin \phi = 7.3 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}. \quad (3.77)$$

Отже, $\dot{\lambda}(t) \sin \phi$ рівний значенню кутової швидкості обертання Землі.

Якщо при інтегруванні $\dot{\lambda}(t)$ інтервал часу буде коротким, тоді:

$$K_{cr} \int_{t_1}^{t_2} \dot{\lambda}(t) \sin \phi(t) dt = K_{cr} [\lambda(t_2) - \lambda(t_1)] \sin \bar{\phi}, \quad (3.78)$$

де $\bar{\phi}$ – середина інтервалу, на якому відбувається усереднення.

Запишемо результуючий вираз:

$$\Delta_3 = K_{cr} \left(\frac{k(t_2) - k(t_1)}{t_2 - t_1} + \omega_3 \sin \bar{\phi} + \frac{\lambda(t_2) - \lambda(t_1)}{t_2 - t_1} \sin \bar{\phi} \right). \quad (3.79)$$

Обчислимо $\bar{\Delta}_3$ та $\bar{\delta}_3$, при $\dot{k} = 0$. Отримаємо $\bar{\Delta}_3 = 5.8 \cdot 10^{-5}$ рад = 584 мГал, а $\bar{\delta}_3 = 2.92 \cdot 10^{-2} \%$.

Як бачимо, похибка ЄГ, причиною якої є переносна кутова швидкість, дуже велика. Тому її необхідно врахувати, додавши додаткову поправку до рівняння руху АГС (2.16).

3.8. Передатна функція ємнісного гравіметра

Під час вимірювання виникає перехідний процес, який характеризується значною зміною вихідного сигналу упродовж певного часу. Причиною цього є інерційність засобу вимірювання, внаслідок чого виникає динамічна похибка [89].

Динамічне рівняння ЄГ виглядає наступним чином (п. 2.1):

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} + h \frac{dx}{dt} + \kappa x = -mg_z, \quad (3.80)$$

де m – маса чутливого елемента; h – коефіцієнт демпфування; κ – коефіцієнт пружності.

За допомогою перетворення Лапласа з (3.80), отримано формулу для передатної функції ЄГ $W_{\text{ЄГ}}(p)$, яка виглядає наступним чином:

$$W_{\text{ЄГ}}(p) = \frac{K_{\text{ЄГ}}}{T_1 p^2 + T_2 p + 1} = \frac{m \cdot K_{\text{ЄГ}}}{mp^2 + hp + \kappa}, \quad (3.81)$$

де $K_{\text{ЄГ}}$ – коефіцієнт передачі ЄГ (статичний); T_1 і T_2 – часові коефіцієнти.

Поділимо (3.81) на m та введемо змінні $\omega_0 = \sqrt{\kappa/m}$, $2\xi\omega_0 = h/m$. Тоді рівняння (3.81) можна записати у вигляді:

$$W_{\text{ЄГ}}(p) = \frac{K_{\text{ЄГ}}}{p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2}. \quad (3.82)$$

$$W_{\text{ЄГ}}(p) = \frac{K_{\text{ЄГ}}}{p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2} = \frac{K_{\text{ЄГ}}}{p^2 + 2 \cdot 0,1 \cdot \xi p + 0,1^2}, \quad (3.83)$$

де ξ – коефіцієнт демпфування, $\omega_0 = 0.1$ рад/с – власна частота гравіметра.

Підберемо необхідний коефіцієнт демпфування [63]. Зазвичай у системах з пружними елементами він складає 0.6–0.8. Оскільки надмірно велике значення коефіцієнта призводить до збільшення часу, за який відбувається регулювання, а зменшення – до збільшення амплітуди, яку має динамічна похибка, оберемо $\xi = 0.705$.

Тоді (3.83), що є рівнянням коливальної ланки, виглядатиме наступним чином.

$$W_{\epsilon\Gamma}(p) = \frac{K_{\epsilon\Gamma}}{p^2 + 2 \cdot 0.1 \cdot 0.705 p + 0.1^2}. \quad (3.84)$$

Передатна функція, що характеризує перетворення сигналу у напругу:

$$W_{\epsilon\Gamma}(p) = \frac{K_{\epsilon\Gamma}}{0.01(100p^2 + 14p + 1)}. \quad (3.85)$$

Статичний коефіцієнт передачі ЄГ (п. 3.4):

$$K_{\epsilon\Gamma} = \frac{U_{\text{ex}}}{2\kappa} \cdot \frac{1}{\epsilon_R} \frac{1 + \tau p}{1 + \frac{\tau}{\epsilon_R} p} \cdot K_{\text{оп}}. \quad (3.86)$$

Приберемо складові, що відповідають за операційний підсилювач:

$$K_{\epsilon\Gamma} = \frac{U_{\text{ex}}}{2\kappa} \quad (3.87)$$

Підставимо числові значення у (3.87):

$$K_{\epsilon\Gamma} = \frac{5}{2 \cdot 456} = 5.48 \cdot 10^{-3}. \quad (3.89)$$

В результаті передатна функція ЄГ виглядатиме наступним чином:

$$W_{\epsilon\Gamma}(p) = \frac{K_{\epsilon\Gamma}}{0.01(100p^2 + 14p + 1)} = \frac{0.548}{100p^2 + 14p + 1}. \quad (3.90)$$

3.9. Дослідження стійкості ємнісного гравіметра

Стійкість системи – це властивість системи повертатися в початковий стан після виведення її зі стану рівноваги і припинення дії збурення.

ЄГ – це нелінійна система, але ця нелінійність незначна. Тому можливо вважати систему лінійною.

Для перевірки системи на стійкість існує значна кількість критеріїв (Ляпунова, Гурвіца, Найквіста і т.д.). Найчастіше використовуються критерії Гурвіца та Найквіста, бо вони дозволяють швидко оцінити стійкість, та не потребують великої кількості обчислень. Тому будемо використовувати саме їх для оцінки стійкості системи ЄГ.

3.9.1. Стійкість за критерієм Гурвіца

Для визначення стійкості за критерієм Гурвіца потрібно побудувати квадратну матрицю коефіцієнтів таким чином: на головній діагоналі записуються коефіцієнти від a_1 до a_n . Потім зліва та справа записуються коефіцієнти таким чином, щоб у рядку були лише парні або непарні індекси (визначається індексом елемента головної діагоналі), а номери індексів були у рядку за зростанням. Якщо індекс менше 0 або більше n , на тому місці ставлять 0.

Рівняння, що характеризує систему ЄГ:

$$D(p) = T^2 p^2 + 2 \cdot \xi \cdot T \cdot p + (1 + K) = 100 p^2 + 14 p + (1 + 0.548) \quad (3.91)$$

Критерій стійкості Гурвіца звучить наступним чином: для того, щоб система була стійкою, необхідно та достатньо, щоб усі діагональні мінори визначника Гурвіца були додатними [90].

Отже, щоб система була стійкою, треба, щоб усі коефіцієнти рівняння (3.91) були додатними. Як бачимо:

$$\begin{aligned} a_0 &= T^2 = 100 > 0 \\ a_1 &= 2 \cdot \xi \cdot T = 14 > 0 \\ a_2 &= 1 + K = 1.548 > 0 \end{aligned} \quad (3.92)$$

Отже, система є стійкою за критерієм Гурвіца.

3.9.2. Стійкість за критерієм Найквіста

Для того, щоб дослідити ЄГ, чи є система стійкою за критерієм Найквіста, скористаємося передатною функцією ЄГ:

$$W_{er}(p) = \frac{0.548}{100p^2 + 14p + 1}. \quad (3.93)$$

Підставивши $p=j\omega$ у (3.93), маємо частотну передатну функцію ЄГ:

$$W(j\omega) = \frac{0.548}{-100\omega^2 + 14j\omega + 1} = \frac{0.548(1 - 100\omega^2 + 14j\omega)}{(1 - 100\omega^2)^2 + j(-14\omega)^2} = X(\omega) + jY(\omega), \quad (3.94)$$

де $X(\omega)$, – дійсна частина частотної передатної функції, $Y(\omega)$ – уявна частина частотної передатної функції.

Виділимо дійсну та уявну частини та знайдемо значення дійсної частини при $\omega=0$:

$$\begin{cases} X(\omega) = \frac{0.548(1 - 100\omega^2)}{(1 - 100\omega^2)^2 + j(-14\omega)^2}; \\ Y(\omega) = \frac{0.548 \cdot 14\omega}{(1 - 100\omega^2)^2 + j(-14\omega)^2}; \end{cases} \quad (3.95)$$

$$X(0) = 0.548.$$

Побудуємо годограф Найквіста (рис.3.13).

Критерієм стійкості є те, що годограф не охоплює точку $(-1 ; j0)$. Отже, система ЄГ стійка.

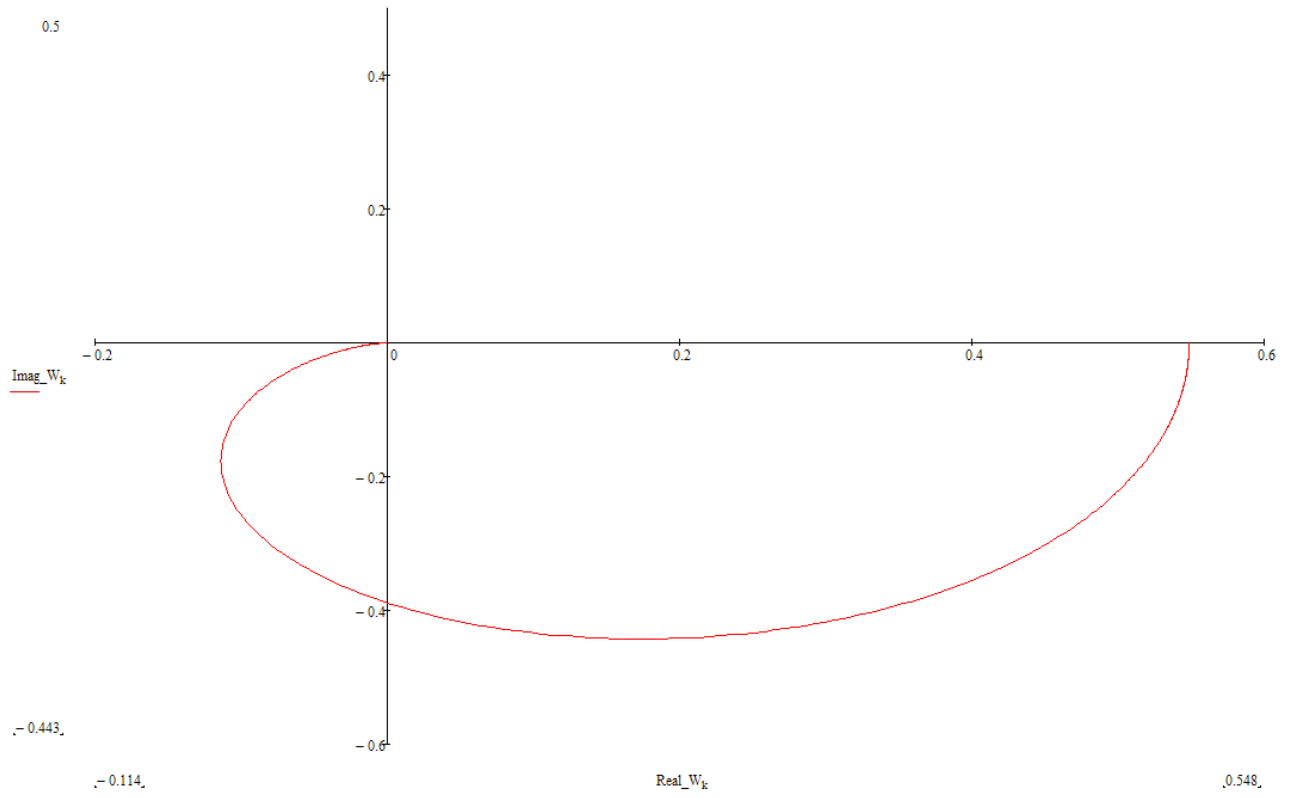


Рис. 3.13. Амплітудно-фазова характеристика ЄГ

3.10. Висновки до розділу 3

3.10.1. Розроблено рівняння руху АГС із новим ЄГ. Для основних компонентів АГС отримано принципові схеми.

3.10.2. Розраховано передатну функцію та передатний коефіцієнт для перетворення гравітаційного прискорення у ЄГ. Цей коефіцієнт складає $5,48 \cdot 10^{-3}$.

3.10.3. Визначено максимальні значення похибок, з якими можуть визначатися параметри ЛА: лінійна швидкість 0.05 м/с, поточний курс 1.43 кут. хв., географічна широта ЛА 0.5 кут.хв., висота ЛА над поверхнею 3.3 м, вертикальна швидкість ЛА $0.5 \cdot 10^2$ м/с, шлях 1.5 м.

3.10.4. Обчислено максимальну похибку, з якою може бути проведена виставка осі чутливості ЄГ. Вона складає 5 кут.хв. при точності 1 мГал. Також запропоновано способи її зменшення.

3.10.5. Визначено та розраховано основні похибки нового ЄГ. При цьому величина інструментальної похибки не більше 0.1 мГал, а інші похибки можна ліквідувати за допомогою алгоритмічних методів обробки сигналу та використання двоканальної схеми ЄГ (вказані похибки будуть з протилежними знаками у двох каналах).

3.10.6. На основі динамічного рівняння нового ЄГ обчислена його передатна функція, яка відповідає коливальній ланці..

3.10.7. Проведено дослідження на стійкість нового ЄГ за допомогою використання критеріїв Гурвіца та Найквіста. Обгрунтовано, що ЄГ є стійким.

РОЗДІЛ 4. МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ ПАРАМЕТРІВ ЗОВНІШНІХ ЗБУРЕНЬ ТА ШУМІВ НА РОБОТУ ЄГНІСНОГО ГРАВІМЕТРА

На даний час у відомій літературі [1-4], [50-53] немає інформації про моделювання впливу параметрів зовнішніх збурень на роботу нового ЄГ АГС. Також відсутнє дослідження нового ЄГ при роботі за екстремальних умов з використанням нейромережевого апарату. Для обробки вихідних даних ЄГ ніколи не використовувався вейвлет-аналіз. Тому необхідно провести таке моделювання і дослідити роботу нового ЄГ в екстремальних умовах з використанням нейромережевого апарату, що й зроблено у даному розділі.

Задачами даного розділу є: провести перетворення диференціальних рівнянь руху гравіметра у машинно-доступний код; здійснити моделювання на ЕОМ режимів роботи, які можуть бути резонансними, а тому є найбільш небезпечними ($\omega = \omega_0$, $\omega = 2\omega_0$, $\omega = 3\omega_0$, $\omega = \omega_0/2$, $\omega = \omega_0/3$); виконати дослідження роботи АГС із новим ЄГ в екстремальних умовах з використанням нейромережевого апарату; обґрунтувати застосування для обробки вихідних даних ЄГ вейвлет-аналізу.

За результатами досліджень, проведених у даному розділі, опубліковано праці автора [46,53].

4.1. Перетворення вигляду рівнянь руху єгнісного гравіметра для цифрового моделювання

Перетворимо рівняння руху ЄГ з урахуванням параметрів вібрації:

$$m\ddot{x} + \dot{x}[2n - L\sin(\omega t + \varepsilon)] + \omega_0^2 x = N \sin \omega t, \quad (4.1)$$

Де $N = mw_b$ та $L = mw_a$ – вібраційні параметри; w_a та w_b – амплітуди вібраційних збурень.

Якщо прийняти $M(t) = 2n - L\sin(\omega t + \varepsilon)$, при цьому $D(t) = \omega_0^2$, отримаємо

$$\ddot{x} + \dot{x}M(t) + D(t)x = 0, \quad (4.2)$$

де $D(t)$ та $M(t)$ – періодичні функції.

Рівняння вигляду (4.2) при $M(t) = \text{const}$ зводиться до аналогічного.

Якщо

$$\int_0^t M(t_1) dt_1 = \Psi t + M_1(t), \quad (4.3)$$

$$\text{де } \Psi = 2n; \quad M(t_1) = \int_0^t (M(t_1) - \Psi) dt = \frac{L}{\omega} \cos(\omega t + \varepsilon).$$

Прийнявши

$$x = e^{-\frac{1}{2}M_1(t)} x' = e^{-\frac{1}{2}\frac{L}{\omega} \cos(\omega t + \varepsilon)} x', \quad (4.4)$$

отримаємо

$$\ddot{x}' + 2n\dot{x}' + F(t)x' = 0. \quad (4.5)$$

Тут

$$F(t) = \omega_0^2 + v_0 \sin(\omega t + e + \sigma_8), \quad (4.6)$$

$$\text{де } \sigma_8 = \arctg \frac{\omega}{2n}; \quad v_0 = \frac{L\sqrt{\omega + 4n^2}}{2}.$$

Запишемо (4.5), врахувавши (4.1) та (4.6)

$$\ddot{x}' + 2n\dot{x}' + [\omega_0^2 + v_0 \sin(\omega t + e + \sigma_8)]x' = N \sin \omega t. \quad (4.7)$$

Враховуючи те, що: $m = 0,012 \text{ кг}$, $\varepsilon + \sigma_8 = 0$:

$$\ddot{x}' + 2\xi\omega_0\dot{x}' + (\omega_0^2 + v_1 w_b \sin \omega t)x' = 0,012 w_a \sin \omega t, \quad (4.8)$$

$$\text{де } v_1 = \frac{v_0}{w_b}.$$

Результат (4.8) є різновидом рівняння Мат'є-Хілла, які використовуються для цифрового моделювання [9].

4.2. Розробка програми для моделювання роботи ємнісного гравіметра під дією зовнішніх збурень

Створено програмне забезпечення, яке моделює роботу ЄГ при впливі зовнішніх збурень. Текст програми наведено у додатку Г.

4.2.1. Опис інтерфейсу користувача, що використовується у розробленому програмному забезпеченні

Програмне забезпечення (ПЗ), розроблене для моделювання, містить у собі необхідні функції та процедури. Вони використовуються для розрахунку параметрів або зображення графіків сигналів. Також є процедури для забезпечення більш зручного використання ПЗ. Процес моделювання може виконуватися лише за умови правильного введення всіх даних. В програмному продукті є лише одне вікно, головне (рис. 4.1), де вводяться дані моделювання та виводяться результати.

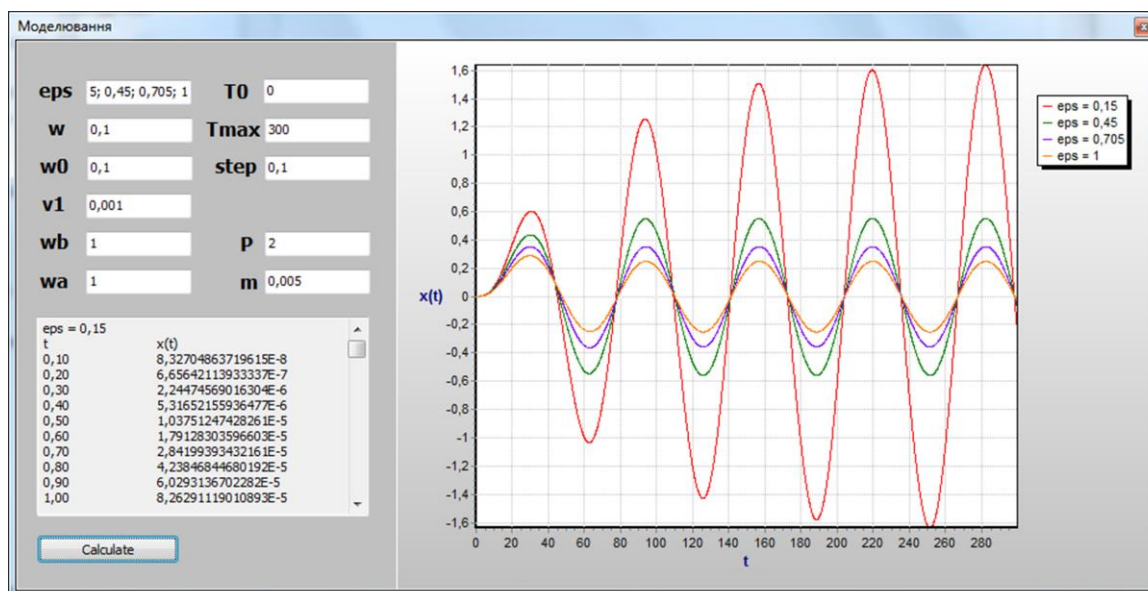


Рис. 4.1. Інтерфейс користувача програми для цифрового моделювання роботи ЄГ під дією зовнішніх збурень

В табл.4.1. приведено пояснення вхідних даних, необхідних для програми.

Список полів програми

| Умовне позначення | Назва |
|-------------------|---------------------------------------|
| ξ (eps) | Коефіцієнт демпфування ЄГ |
| w | Частота коливань |
| w0 | Власна частота ЄГ |
| w _a | Амплітуда збурюючого впливу по осі Oz |
| w _b | Амплітуда збурюючого впливу по осі Oy |
| T0 | Початковий час |
| Tmax | Межа інтегрування (кінцевий час) |
| step | Крок інтегрування |
| m | Маса чутливого елемента ЄГ |

4.2.2. Алгоритм розв'язання диференційного рівняння руху ємнісного гравіметра з використанням чисельних методів

Математична модель ЄГ може бути записана наступним чином:

$$\ddot{x}' + 2\xi\omega_0\dot{x}' + (\omega_0^2 + \nu_1 w_b \sin \omega t)x' = 0.012w_a \sin \omega t, \quad (4.9)$$

Перетворимо (4.9) у зручний для обчислення вигляд:

$$\begin{aligned} \ddot{x}' &= \dot{Y}; \\ \dot{Y} &= 0.012w_a \sin \omega t - 2\xi\omega_0\dot{x}' - (\omega_0^2 + \nu_1 w_b \sin \omega t)x'. \end{aligned} \quad (4.10)$$

Наведемо початкові умови:

$$x0 = 10^{-5}, Y0 = 10^{-4}. \quad (4.11)$$

Задамо значення констант: $P = 2$, $R = 0.01$, $w0 = 0.1$, $ww = 0.01$. Задамо позначення машинних змінних: $z = \xi$, $Q = \nu_1$, $w = \omega$, $wA = w_a$, $wB = w_b$, час, за який проводиться спостереження $T = x'(t)$. Верхня межа інтегрування $TMAX = T_{\max}$, крок, з яким відбувається інтегрування $H = \Delta t$, змінні $AA = wa \cdot R$, $BB = wb \cdot R$, $CC = P \cdot w0 \cdot z$. Тоді (4.9) записується наступним чином

$$\begin{aligned} \dot{X}' &= Y; \\ \dot{Y} &= \sin(w \cdot T) \cdot (AA - BB \cdot X') - CC \cdot Y - ww \cdot X'. \end{aligned} \quad (4.12)$$

Для того, щоб проінтегрувати систему диференціальних рівнянь (4.12), скористаємося методом Рунге-Кутта 4 порядку. Отримаємо:

$$X'(T + H) = X'(T) + \frac{1}{6} \cdot [X1 + X4 + 2 \cdot (X2 + X3)];$$

$$Y(T + H) = Y(T) + \frac{1}{6} \cdot [Y1 + Y2 + 2 \cdot (Y2 + Y3)],$$

при цьому коефіцієнти $X1, X2, X3, X4, Y1, Y2, Y3, Y4$ визначаються наступним чином:

$$X3 = H \cdot (Y + 0,5 \cdot Y2);$$

$$Y3 = H \cdot \left\{ \begin{array}{l} \sin[w \cdot (T + 0,5 \cdot H)] \cdot [AA - BB \cdot (X + 0,5 \cdot X2)] - CC \cdot (Y + 0,5 \cdot Y2) - \\ - ww \cdot (X + 0,5 \cdot X2) \end{array} \right\};$$

$$X4 = H \cdot (Y + Y3);$$

$$Y4 = H \cdot \{ \sin[w \cdot (T + H)] \cdot [AA - BB \cdot (X + X3)] - CC \cdot (Y + Y3) - ww \cdot (X + X3) \}.$$

$$X1 = H \cdot Y; Y1 = H \cdot [\sin(w \cdot T) \cdot (AA - BB \cdot x) - CC \cdot Y - ww \cdot x];$$

$$X2 = H \cdot (Y - 0,5 \cdot Y1);$$

$$Y2 = H \cdot \left\{ \begin{array}{l} \sin[w \cdot (T + 0,5 \cdot H)] \cdot [AA - BB \cdot (X + 0,5 \cdot X1)] - CC \cdot [Y + 0,5 \cdot Y1] - \\ - ww \cdot (X + 0,5 \cdot X1) \end{array} \right\};$$

4.3. Цифрове моделювання та аналіз руху ємнісного гравіметра під дією зовнішніх збурень

1. Проведемо аналіз найбільш несприятливого режиму роботи гравіметра ($\omega = \omega_0 = 0.1$ рад/с). За допомогою цифрового моделювання гравіметра були отримані графіки залежності амплітуди вихідного сигналу при впливі на основу ЄГ збурень зі значенням 1 м/с^2 як по осі чутливості Oz , так і по боковій осі Oy . Коефіцієнт демпфування при цьому набував наступних значень: 0.15; 0.45; 0.705; 1.

Результати дослідження показали, що при $\xi = 0.15$ може виникнути резонанс. При збільшенні коефіцієнту демпфування, амплітуда коливань зменшується (табл. 4.2, рис. 4.2).

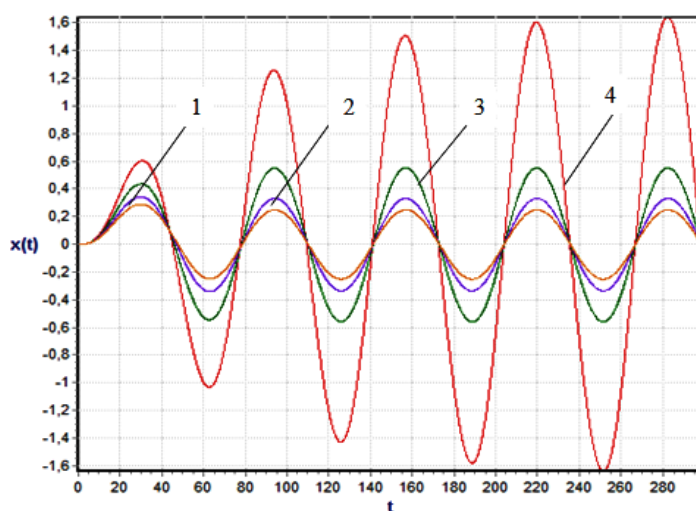


Рис. 4.2. Графік зміни амплітуди вихідного сигналу при частоті $\omega = \omega_0 = 0.1$ рад/с для таких коефіцієнтів демпфування: 1 – 1; 2 – 0.705; 3 – 0.45; 4 – 0.15

2. При частоті $\omega = 0,1$ рад/с збільшення збурень утричі збільшує амплітуду коливань у 3 рази, і резонанс теж може виникати при $\xi = 0.15$.

3. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 3 м/с^2 по осі Oz та 10 м/с^2 по осі Oy , а також незмінній частоті. Амплітуда коливань майже не змінюється, отже горизонтальні прискорення не впливають на роботу ЄГ.

Таблиця 4.2.

Амплітуди вимушених коливань ЄГ (результати моделювання)

| ω , рад/с | w_a | w_b | ξ | | | |
|----------------------|------------------|-------|-----------------------------------|--------|--------|--------|
| | м/с ² | | 0.15 | 0.45 | 0.705 | 1 |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 |
| $\omega_0 = 0.1$ | 1 | 1 | Резонанс | 0.5492 | 0.3286 | 0.2461 |
| | 3 | 3 | | 1.6255 | 0.9690 | 0.7274 |
| | 3 | 10 | | 1.6507 | 0.9899 | 0.7428 |
| | 10 | 3 | | 5.5407 | 3.3231 | 2.4914 |
| | 3 | 15 | | 1.6403 | 0.9857 | 0.7383 |
| | 15 | 3 | | 8.3032 | 4.9594 | 3.7199 |
| $\omega_0/2 = 0.05$ | 1 | 1 | 0.6453 | 0.5659 | 0.4671 | 0.3964 |
| | 3 | 3 | 1.9025 | 1.6758 | 1.3879 | 1.1782 |
| | 3 | 10 | 1.8945 | 1.6304 | 1.3532 | 1.1608 |
| | 10 | 3 | 6.3831 | 5.5957 | 4.6271 | 3.9379 |
| | 3 | 15 | 1.9345 | 1.5728 | 1.2967 | 1.1137 |
| | 15 | 3 | 9.5756 | 8.3938 | 6.9428 | 5.9085 |
| $\omega_0/3 = 0.033$ | 1 | 1 | 0.5534 | 0.5322 | 0.4848 | 0.4466 |
| | 3 | 3 | 1.6213 | 1.5954 | 1.4353 | 1.3229 |
| | 3 | 10 | 1.5519 | 1.4448 | 1.3577 | 1.2604 |
| | 10 | 3 | 5.4111 | 5.1592 | 4.7856 | 4.4134 |
| | 3 | 15 | 1.4115 | 1.4003 | 1.3238 | 1.2583 |
| | 15 | 3 | 8.1165 | 7.8982 | 7.1801 | 6.6184 |
| $2\omega_0 = 0.2$ | 1 | 1 | Резонанс відсут- ний, биття | 0.1494 | 0.1154 | 0.0992 |
| | 3 | 3 | | 0.4531 | 0.3506 | 0.3023 |
| | 3 | 10 | | 0.4618 | 0.3614 | 0.3075 |
| | 10 | 3 | | 1.5134 | 1.1819 | 1.0112 |
| | 3 | 15 | | 0.4679 | 0.3673 | 0.3116 |
| | 15 | 3 | | 2.2707 | 1.7744 | 1.5175 |
| $3\omega_0 = 0.3$ | 1 | 1 | Резонанс відсут- ний | 0.0623 | 0.0526 | 0.0495 |
| | 3 | 3 | | 0.1903 | 0.1619 | 0.1515 |
| | 3 | 10 | | 0.1954 | 0.1669 | 0.1555 |
| | 10 | 3 | | 0.6391 | 0.5432 | 0.5095 |
| | 3 | 15 | | 0.1989 | 0.1701 | 0.1587 |
| | 15 | 3 | | 0.9586 | 0.8159 | 0.7653 |

4. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 10 м/с^2 по осі Oz та 3 м/с^2 по осі Oy . Амплітуда коливань збільшується пропорційно.

5. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 3 м/с^2 по осі Oz та 15 м/с^2 по осі Oy , а також незмінній частоті. Результати аналогічні п.3.

6. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 15 м/с^2 по осі Oz та 3 м/с^2 по осі Oy . Амплітуда коливань збільшується в 1,5 рази порівняно з п. 4.

7. Проведемо аналіз найбільш роботи гравіметра при $\omega = \omega_0/2 = 0.05 \text{ рад/с}$. За допомогою цифрового моделювання гравіметра були отримані графіки залежності амплітуди вихідного сигналу при впливі на основу ЄГ збурень зі значенням 1 м/с^2 як по осі чутливості Oz , так і по боковій осі Oy . Коефіцієнт демпфування при цьому набував наступних значень: 0.15; 0.45; 0.705; 1.

Результати дослідження показали, що резонанс не виникає навіть при $\xi = 0.15$. При збільшенні коефіцієнту демпфування, амплітуда коливань зменшується (табл. 4.2, рис. 4.3). При цьому коливання входять в усталений режим за 50 с. Це цілком задовільняє особливостям експлуатації гравіметра.

8. При частоті $\omega = 0,05 \text{ рад/с}$ збільшення збурень утричі збільшує амплітуду коливань у 3 рази. Резонанс не виникає.

9. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 3 м/с^2 по осі Oz та 10 м/с^2 по осі Oy , а також незмінній частоті. Амплітуда коливань майже не змінюється, резонанс не виникає.

10. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 10 м/с^2 по осі Oz та 3 м/с^2 по осі Oy . Амплітуда коливань збільшується пропорційно, резонанс не виникає.

11. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 3 м/с^2 по осі Oz та 15 м/с^2 по осі Oy , а також незмінній частоті. Результати аналогічні п. 9.

12. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 15 м/с^2 по осі Oz та 3 м/с^2 по осі Oy . Амплітуда коливань збільшується в 1,5 рази порівняно з п. 10.

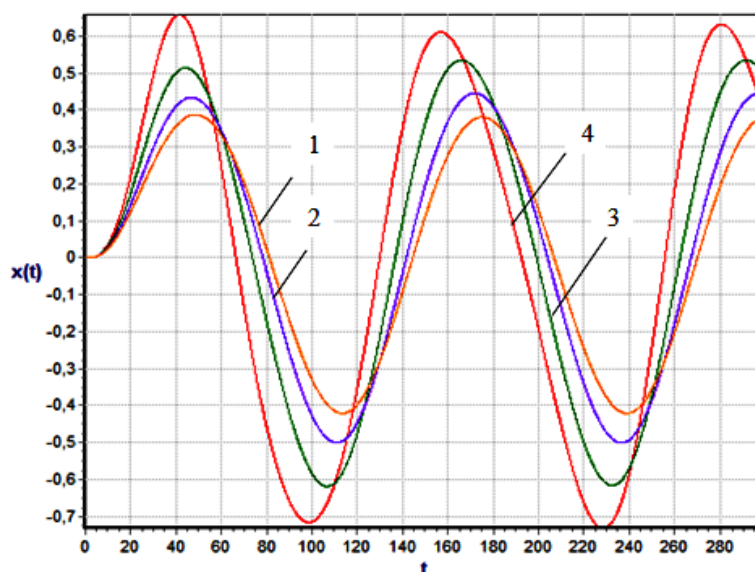


Рис. 4.3. Графік зміни амплітуди вихідного сигналу при частоті $\omega = \omega_0/2 = 0.05$ рад/с для таких коефіцієнтів демпфування: 1 – 1; 2 – 0.705; 3 – 0.45; 4 – 0.15

13. Проведемо аналіз найбільш роботи гравіметра при $\omega = \omega_0/3 = 0.033$ рад/с. За допомогою цифрового моделювання гравіметра були отримані графіки залежності амплітуди вихідного сигналу при впливі на основу ЄГ збурень зі значенням 1 м/с^2 як по осі чутливості Oz , так і по боковій осі Oy . Коефіцієнт демпфування при цьому набував наступних значень: 0.15; 0.45; 0.705; 1.

Результати дослідження показали, що резонанс не виникає навіть при $\xi = 0.15$. При збільшенні коефіцієнту демпфування, амплітуда коливань зменшується (табл. 4.2, рис. 4.4). При цьому коливання входять в усталений режим за 50 с. Це цілком задовільняє особливостям експлуатації гравіметра.

14. При частоті $\omega = 0.033$ рад/с збільшення збурень утричі збільшує амплітуду коливань у 3 рази. Резонанс не виникає.

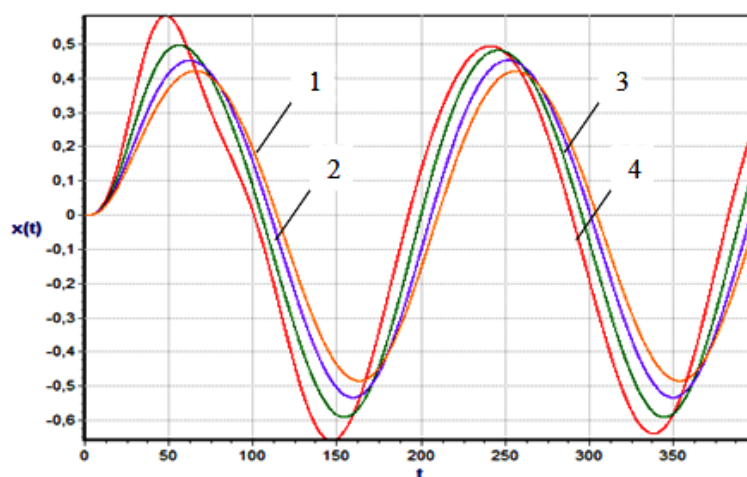


Рис. 4.4. Графік зміни амплітуди вихідного сигналу при частоті $\omega = \omega_0/3 = 0.033$ рад/с для таких коефіцієнтів демпфування: 1 – 1; 2 – 0.705; 3 – 0.45; 4 – 0.15

15. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 3 м/с^2 по осі Oz та 10 м/с^2 по осі Oy , а також незмінній частоті. Амплітуда коливань майже не змінюється, резонанс не виникає.

16. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 10 м/с^2 по осі Oz та 3 м/с^2 по осі Oy . Амплітуда коливань збільшується пропорційно, резонанс не виникає.

17. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 3 м/с^2 по осі Oz та 15 м/с^2 по осі Oy , а також незмінній частоті. Результати аналогічні п. 15.

18. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 15 м/с^2 по осі Oz та 3 м/с^2 по осі Oy . Амплітуда коливань збільшується в 1,5 рази порівняно з п. 16.

19. Проведемо аналіз найбільш роботи гравіметра при $\omega = 2\omega_0 = 0.2$ рад/с. За допомогою цифрового моделювання гравіметра були отримані графіки залежності амплітуди вихідного сигналу при впливі на основу ЄГ збурень зі значенням 1 м/с^2 як по осі чутливості Oz , так і по боковій осі Oy . Коефіцієнт демпфування при цьому набував наступних значень: 0.15; 0.45; 0.705; 1.

Результати дослідження показали, що при $\xi = 0.15$ резонанс не виникає, але з'являються биття – коливання складної форми. При збільшенні коефіцієнту демпфування, биття зникають, амплітуда коливань зменшується (табл. 4.2, рис. 4.5). При цьому коливання входять в усталений режим за 50 с. Це цілком задовільняє особливостям експлуатації гравіметра.

20. При частоті $\omega = 0.2$ рад/с збільшення збурень утричі збільшує амплітуду коливань у 3 рази. Резонанс не виникає. Биття виникають лише при $\xi = 0.15$.

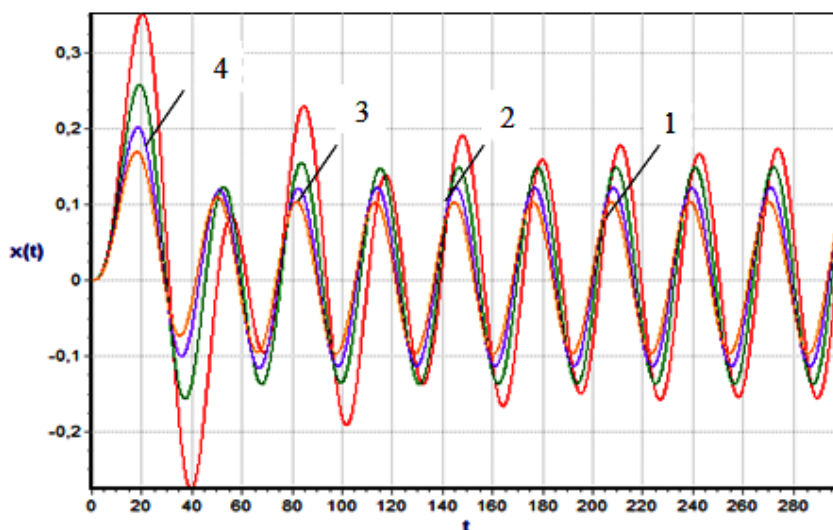


Рис. 4.5. Графік зміни амплітуди вихідного сигналу при частоті $\omega = 2\omega_0 = 0.2$ рад/с для таких коефіцієнтів демпфування: 1 – 1; 2 – 0.705; 3 – 0.45; 4 – 0.15

21. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 3 м/с^2 по осі Oz та 10 м/с^2 по осі Oy , а також незмінній частоті. Амплітуда коливань майже не змінюється, резонанс не виникає. Биття виникають лише при $\xi = 0.15$.

22. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 10 м/с^2 по осі Oz та 3 м/с^2 по осі Oy . Амплітуда коливань збільшується пропорційно, резонанс не виникає. Биття виникають лише при $\xi = 0.15$.

23. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 3 м/с^2 по осі Oz та 15 м/с^2 по осі Oy , а також незмінній частоті. Результати аналогічні п. 21.

24. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 15 м/с^2 по осі Oz та 3 м/с^2 по осі Oy . Амплітуда коливань збільшується в 1,5 рази порівняно з п. 22.

25. Проведемо аналіз найбільш роботи гравіметра при $\omega = 3\omega_0 = 0.3 \text{ рад/с}$. За допомогою цифрового моделювання гравіметра були отримані графіки залежності амплітуди вихідного сигналу при впливі на основу ЄГ збурень зі значенням 1 м/с^2 як по осі чутливості Oz , так і по боковій осі Oy . Коефіцієнт демпфування при цьому набував наступних значень: 0.15; 0.45; 0.705; 1.

Результати дослідження показали, що при $\xi = 0.15$ резонанс не виникає, але з'являються биття – коливання складної форми. При збільшенні коефіцієнту демпфування, биття зникають, амплітуда коливань зменшується (табл. 4.2, рис. 4.6). При цьому коливання входять в усталений режим за 50 с. Це цілком задовільняє особливостям експлуатації гравіметра.

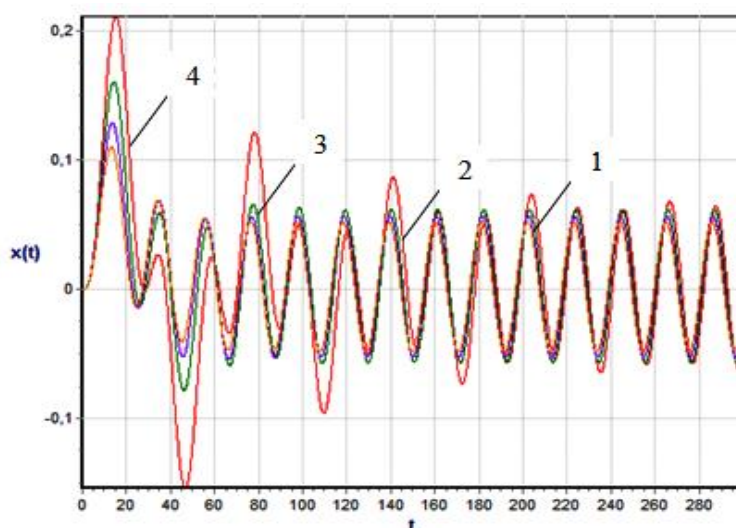


Рис. 4.6. Графік зміни амплітуди вихідного сигналу при частоті $\omega = 2\omega_0 = 0.2 \text{ рад/с}$ для таких коефіцієнтів демпфування: 1 – 1; 2 – 0.705; 3 – 0.45; 4 – 0.15

26. При частоті $\omega = 0.2 \text{ рад/с}$ збільшення збурень утричі збільшує амплітуду коливань у 3 рази. Резонанс не виникає.

27. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 3 м/с^2 по осі Oz та 10 м/с^2 по осі Oy , а також незмінній частоті. Амплітуда коливань майже не змінюється, резонанс не виникає.

28. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 10 м/с^2 по осі Oz та 3 м/с^2 по осі Oy . Амплітуда коливань збільшується пропорційно, резонанс не виникає.

29. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 3 м/с^2 по осі Oz та 15 м/с^2 по осі Oy , а також незмінній частоті. Результати аналогічні п. 27.

30. Отримано графіки залежності амплітуди коливань при значенні збурення 15 м/с^2 по осі Oz та 3 м/с^2 по осі Oy . Амплітуда коливань збільшується в 1,5 рази порівняно з п. 28.

Порівняємо результати, отримані аналітичним шляхом, та в результаті цифрового моделювання.

Розділ 2 містить аналітичні результати розв'язків рівнянь, що характеризують рух ЄГ при дії зовнішніх збурень. Порівняємо їх із результатами цифрового моделювання (рис.4.7).



Рис. 4.7. Вихідний сигнал (зміщення рухомої обкладки з ІМ) під дією збурень із частотою $\omega = \omega_0$ для аналітичного розрахунку та цифрового моделювання

Проаналізувавши графіки на рис. 4.7, можна побачити, що середньоквадратичне відхилення обох результатів не перевищує 0.009 мм. Цим підтверджено адекватність цифрового моделювання результатам аналітичних розрахунків.

4.4. Використання апарату нейронних мереж для дослідження автоматизованої АГС із ємнісним гравіметром

На даний час у літературі майже відсутнє використання апарату нейронних мереж для обробки даних, які надходять з АГС, хоча такий підхід може значно покращити точність визначення Δg та скомпенсувати похибки вимірювань.

Розглянемо використання апарату нейронних мереж для обчислення нелінійних рівнянь, які визначають координати СІН та значення гравітаційного прискорення, отриманого з ЄГ. Блок-схеми нейронної мережі, які для цього використовуються, наведено на рис.4.8.

Модель обробки інструментальних похибок зображена на рис. 4.9.

Розглянемо рисунок 4.8 а. На ньому зображена схема мережі, для обчислення матриці переходу, яка еквівалентна рівнянню для СІН.

Нейронна мережа під час свого налаштування працює так. На її вхід подаються вектори стану, компонентами яких є координати X_k , швидкість V_k , гравітаційне прискорення n_k та кутова швидкість ω_k в момент часу t . Значення на виході нейронної мережі порівнюється зі значенням руху АГС в момент часу $t+\Delta t$, яке відоме точно. Таким чином, в процесі навчання мережа налаштовується так, щоб похибка визначення ΔX_k , ΔV_k була мінімальною. Після переведення нейронної мережі в основний режим роботи на її входи подаються значення навігаційних параметрів в даний момент часу t , а на виході отримують значення у момент $t+\Delta t$. Отже, нейромережа моделює роботу АГС в ідеальному режимі.

На рисунку 4.8 б зображена мережа з дещо іншим принципом роботи. Процес її навчання наступний. На вхід подаються не «ідеальні» значення X_k , V_k , n_k , ω_k , а виміряні $X_k+\Delta X_k$, $V_k+\Delta V_k$, $n_k+\Delta n_k$, $\omega_k+\Delta \omega_k$, які містять в собі величини похибок вимірювань. При цьому на виході мають бути значення «ідеальних» величин сигналів у момент часу t . Такий варіант може використовуватися в АГС для рохрахунку параметрів навігації за умов тимчасової відсутності сигналів СНС. Коли сигнал буде наявним, мережа буде перебувати в процесі навчання.

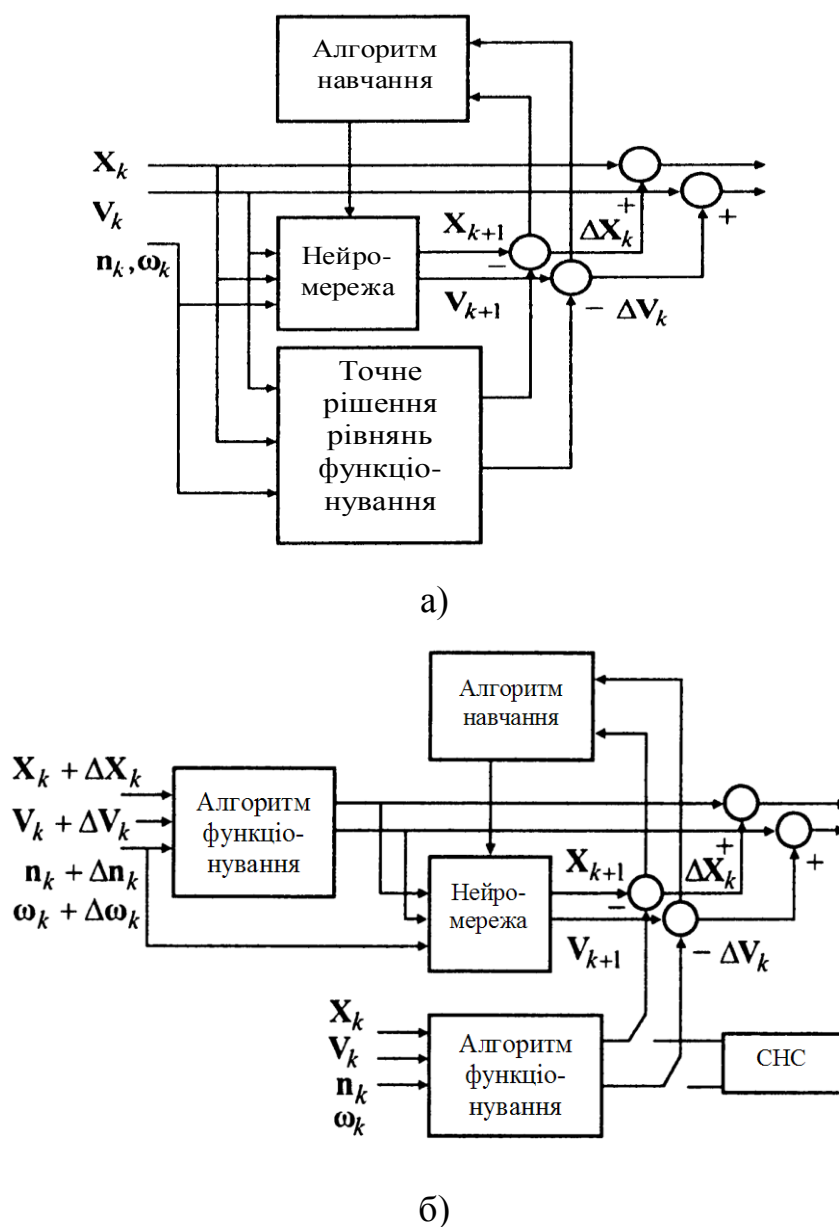


Рис.4.8. Блок-схеми нейронних мереж: а) для обчислення матриці переходу, яка еквівалентна рівнянню для СІН з «ідеальними величинами»: X_k , V_k – координати навігації; ΔX_k , ΔV_k – похибки координат навігації; ω_k , n_k – кутова швидкість та гравітаційне прискорення; б) для обчислення параметрів АГС з урахуванням похибок: $\Delta \omega_k$, Δn_k – похибки кутової швидкості та гравітаційного прискорення

Існують конструкції нейронних мереж, які обчислюють не навігаційні параметри на гравітаційне прискорення, а їх похибки. Тоді значення інструментальних похибок навігаційної системи та гравіметра можна розглядати як налаштування властивостей нейронної мережі.

Запишемо лінійне матричне рівняння, що відповідає інструментальним похибкам ємнісного гравіметра:

$$\Delta n = \begin{bmatrix} A_{x0} \\ A_{y0} \\ A_{z0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} A_{xx} & A_{xy} & A_{xz} \\ A_{yx} & A_{yy} & A_{yz} \\ A_{zx} & A_{zy} & A_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix}, \quad (4.12)$$

де A_{ii} – похибки, спричинені масштабними коефіцієнтами; A_{i0} – похибки, спричинені дрейфом (вони є систематичними); A_{ji} – похибки, спричинені неточністю виставлення осі чутливості; n_i – проекції гравітаційного прискорення на відповідну вісь; $i = x, y, z$ – осі.

Модель обробки інструментальних похибок зображена на рис. 4.9.

Дане рівняння може бути виражено у вигляді нейронної мережі з прямим розповсюдженням сигналу, зображеної на рисунку 4.9.

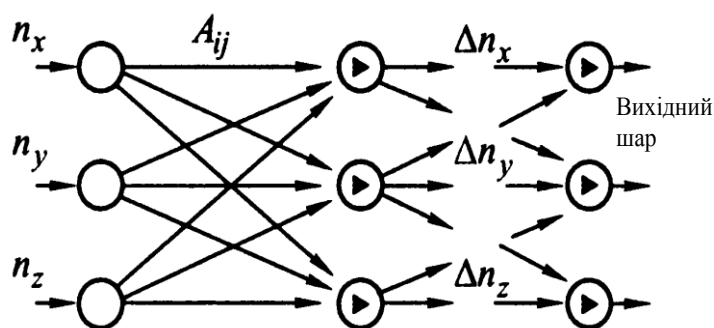


Рис. 4.9. Нейронна мережа, що реалізує рівняння моделі обробки інструментальних похибок

Для подальшого уточнення можна врахувати у моделі нелінійні компоненти похибок. Для цього у мережу вводять нейрони з сигмоїдними або тангенціальними передатними функціями замість лінійної. Також можна збільшувати кількість шарів нейронної мережі.

Зазвичай, структура нейронної мережі для обробки інструментальних похибок стає більш складною через нестабільність компонентів, що входять у модель.

Найбільшу небезпеку складають компоненти, період зміни яких складає від 10 до 300 с і, відповідно, може співпадати з інтервалами часу, упродовж яких

може зникати супутниковий навігаційний сигнал. Це призводить до зниження ефективності роботи мережі.

Для вирішення цієї проблеми необхідне використання нейронної мережі з відслідковуванням зміни характеру та моделей поведінки похибок. Для цього користуються такою властивістю нейронної мережі, як адаптивність, тобто можливість оброблювати сигнали складної форми та проводити їх екстраполяцію. Максимальна складність такої обробки залежить від структури нейронної мережі.

4.5. Функціональні алгоритми АГС із ємнісним гравіметром, побудовані на базі нейронних мереж

Проведемо дослідження АГС, до складу якої входять як ІНС, так і СНС, і при цьому до ІНС входять компоненти на основі штучних нейронних мереж. Тоді навігаційні та орієнтаційні параметри можливо записати у вигляді кватерніонів. Блок-схема такої системи зображена на рис. 4.10.

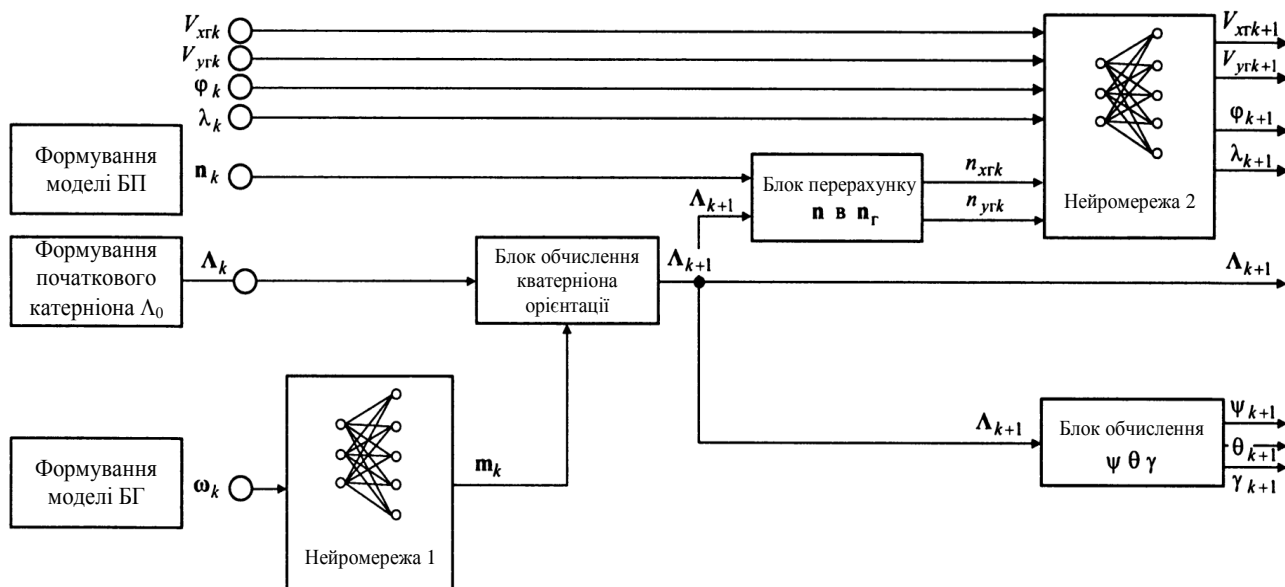


Рис. 4.10. Блок – схема навігаційного компонента АГС, до складу якого входять штучні нейронні мережі: БГ – блок гіроскопів; БП – блок ЄГ (блок прискорень); V_{xrk} , V_{yrk} – проекції лінійної швидкості руху об'єкта на осі ОХ та ОУ у географічній системі координат при числовому інтегруванні з номером кроку k ;

n_k , n_{rk} – гравітаційне прискорення та прискорення, що діє на ІНС; ω_k – кутова швидкість, виміряна у системі координат ІНС; Λ_k – орієнтація об'єкта у кватерніонній формі при числовому інтегруванні з номером кроку k ; m_k – кватерніон довороту при числовому інтегруванні з номером кроку k ; ψ_{k+1} , θ_{k+1} , γ_{k+1} – кути курсу, тангажу та крену відповідно.

За допомогою першої нейронної мережі обчислюють значення параметрів на кроці k . За допомогою другої – на кроці $k+1$.

Налаштування штучної нейронної мережі відбувається за допомогою навчальної виборки, яка являє собою набір векторів-стовпців з навігаційними па-

раметрами та гравітаційним прискоренням. При цьому нейронну мережу можна виконати двома способами.

Перший спосіб полягає у тому, що під час навчання на входи нейронної мережі надходять кватерніон орієнтації Λ_{k-1} , а також значення кутових швидкостей ω_{ik} , виміряне разом з інструментальними похибками. На виході мережі отримують кватерніон орієнтації Λ_k , який обчислюється з ідеального значення кутових швидкостей.

В результаті, штучна нейронна мережа навчається для здатності перетворювати вимірювані значення кутової швидкості з похибками у кватерніон орієнтації. При цьому інструментальні похибки значно менше впливають на навігаційні параметри, з яких обчислюється прискорення у навігаційній системі координат.

При використанні даного способу кількість елементів вектора, що використовується для навчання, буде дорівнювати 6 (ω_{xk-1} , ω_{yk-1} , ω_{zk-1} , Λ_x , Λ_y , Λ_z). У даному векторі Λ_x , Λ_y , Λ_z – векторні компоненти кватерніона орієнтації. Скалярний компонент кватерніона Λ_w може бути обчислений з виразу для норми кватерніону:

$$\Lambda_w = \sqrt{1 - \sum_{i=x,y,z} \Lambda_i^2}. \quad (4.13)$$

Другий спосіб полягає у тому, що під час навчання на входи нейронної мережі надходять виміряні значення гравітаційного прискорення. На виході – ідеальне значення даних з ЄГ.

В результаті обчислюється кватерніон довороту m_k , який відбувається між двома кроками інтегрування $k-1$ та k .

З відомих параметрів розраховується поточний кватерніон орієнтації Λ_k за виразом

$$\Lambda_k = \Lambda_{k-1} m_k, \quad (4.14)$$

де Λ_{k-1} – кватерніон на попередньому кроці.

Таким чином, на входи нейронної мережі надходять обчислені величини параметрів навігації та гравітаційного прискорення на кроці $k+1$, що обчислюються для ідеальних значень величин (рис. 4.11).

Нейронна мережа перетворює виміряні значення, що містять похибки, в ідеальні значення. Це призводить до зменшення впливу інструментальних похибок ІНС та ЄГ на значення на виході АГС.

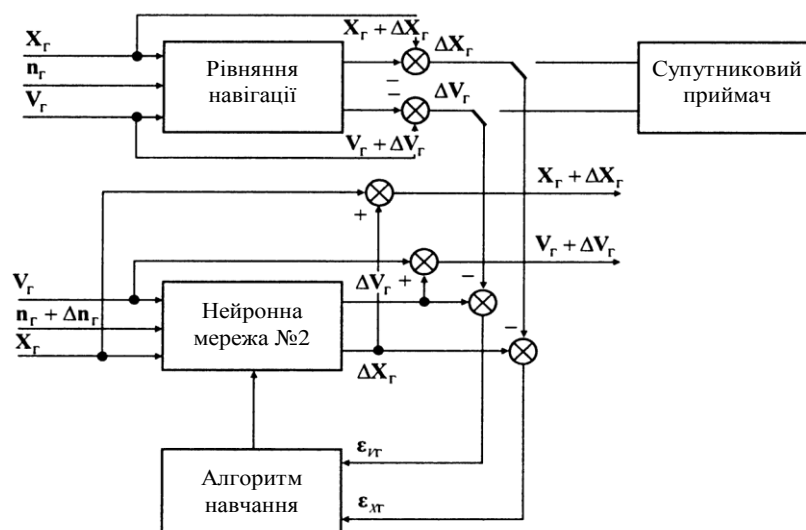


Рис. 4.11. Блок-схема штучної нейронної мережі для обробки навігаційних параметрів: X_r – вектор, який складається з координат об’єкту (широта φ , довгота λ); V_r – вектор лінійних швидкостей об’єкту (горизонтальна та вертикальна); ε_{xr} , ε_{yr} – поправки нейронної мережі; ΔV_r , ΔX_r – зміна параметрів за даний крок; Δn_r – інструментальні похибки

Якщо інструментальні похибки змінюються з часом або під впливом зовнішніх факторів, необхідно переналаштувати нейронну мережу. Для цього використовують навігаційні дані, що надходять з СНС.

АГС, до складу якої входять нейронні мережі, може працювати у трьох режимах. *Перший режим* – підготовчий. Проводиться налаштування штучної нейронної мережі з використанням даних з інструментальними похибками, що надходять з СНС та ЄГ, з необхідною точністю. *Другий режим* – рух. Це основний режим роботи нейронної мережі. На входи надходять виміряні значення з

ІНС та гравіметра, на виході отримують сигнал, що проходить через нейронну мережу. У випадку, коли величини інструментальних похибок близькі до навчальних, значення сигналу буде наближеним до ідеального. *Третій режим* – режим корекції показників. У ньому нейронна мережа навчається і корегує свої коефіцієнти, і, відповідно, покази ІНС на основі даних, отриманих з СНС.

4.6. Дослідження функціональних алгоритмів АГС із ємнісним гравіметром з використанням чисельних методів

На основі вищенаведених алгоритмів проведено чисельні дослідження нейронних мереж. Чисельні дослідження проводилися з використанням компонента Neural Network у середовищі MATLAB. Під час досліджень було проведено три чисельних експерименти. Метою було оптимізувати та покращити структуру та склад нейронних мереж та підвищити їх точність.

Метою першого експерименту було дослідити вплив зміни кількості нейронів у прихованому шарі на швидкість навчання мережі, а також на точність обчислення для нейромережі 1 – кватерніона довороту, для нейромережі 2 – навігаційних параметрів. Кожна нейронна мережа складається з 3 шарів: вхідного (сенсорного), прихованого та вихідного. Кількість нейронів у сенсорному та вихідному шарах дорівнює кількості параметрів на вході та на виході відповідно. Ці нейрони є лінійними. Нейрони прихованого шару мають тангенціальні функції активації, а кількість їх є змінною.

Кількість нейронів прихованого шару для першої нейронної мережі для різних спроб складає 5, 6, 7, 8 та 10 відповідно. Отримані результати наведено у табл. 4.3. Графік, побудований згідно цих даних, наведено на рис. 4.12.

Таблиця 4.3.

Залежність точності та швидкості навчання нейронної мережі №1 від числа нейронів у прихованому шарі

| Кількість кроків навчання | Кількість нейронів та активаційна функція нейрона purelin - лінійна, tansig - тангенційна | | | | |
|---------------------------|--|------------------------|------------------------|------------------------|------------------------|
| | 3 purelin, 2 tansig | 3 purelin, 3 tansig | 3 purelin, 4 tansig | 3 purelin, 5 tansig | 3 purelin, 7 tansig |
| 3 | 0,065475 | $3,67 \cdot 10^{-4}$ | $8,987 \cdot 10^{-5}$ | $8,403 \cdot 10^{-5}$ | $6,525 \cdot 10^{-5}$ |
| 5 | 0,000439 | $7,59 \cdot 10^{-5}$ | $5,021 \cdot 10^{-5}$ | $4,642 \cdot 10^{-5}$ | $3,829 \cdot 10^{-5}$ |
| 7 | 0,000439 | $1,37 \cdot 10^{-5}$ | $1,488 \cdot 10^{-5}$ | $2,251 \cdot 10^{-6}$ | $1,232 \cdot 10^{-5}$ |
| 9 | 0,000438 | $6,23 \cdot 10^{-6}$ | $9,972 \cdot 10^{-6}$ | $6,972 \cdot 10^{-7}$ | $5,131 \cdot 10^{-7}$ |

| | | | | | |
|----|----------|-----------------------|-----------------------|------------------------|------------------------|
| 10 | 0,000439 | $2,01 \cdot 10^{-6}$ | $7,296 \cdot 10^{-7}$ | $2,542 \cdot 10^{-7}$ | $1,103 \cdot 10^{-8}$ |
| 15 | 0,000439 | $1,07 \cdot 10^{-9}$ | $1,072 \cdot 10^{-9}$ | $4,342 \cdot 10^{-14}$ | $8,091 \cdot 10^{-13}$ |
| 20 | 0,000439 | $1,02 \cdot 10^{-14}$ | - | - | $2,628 \cdot 10^{-13}$ |

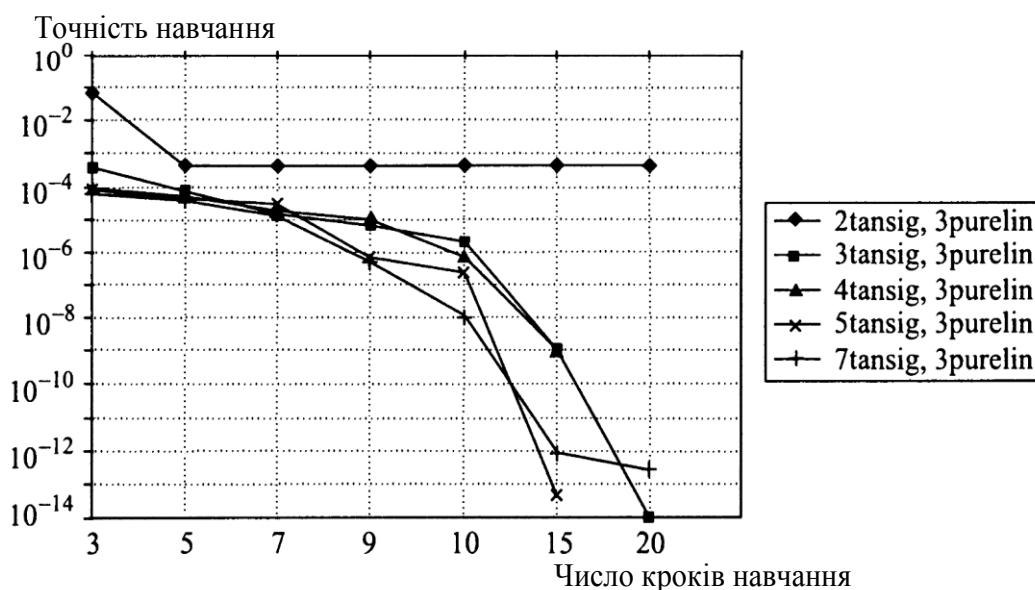


Рис. 4.12. Залежність точності та швидкості навчання нейронної мережі №1 від числа нейронів у прихованому шарі

Кількість нейронів прихованого шару для другої нейронної мережі для різних спроб складає 5, 6, 7, 8 та 10 відповідно. Отримані результати наведено у табл. 4.4. Графік, побудований згідно цих даних, наведено на рис. 4.13.

Таблица 4.4.

Залежність швидкості та точності навчання нейронної мережі №2 від числа нейронів у прихованому шарі

| Кількість кроків навчання | Кількість нейронів та активаційна функція нейрона purelin - лінійна, tansig - тангенційна | | | | |
|---------------------------|--|------------------------|------------------------|------------------------|------------------------|
| | 3 purelin, 2 tansig | 3 purelin, 3 tansig | 3 purelin, 4 tansig | 3 purelin, 5 tansig | 3 purelin, 7 tansig |
| 5 | 0,815992 | 0,102516 | 1,55949 | 1,488 | 0,353559 |
| 10 | 0,401879 | $6,35 \cdot 10^{-5}$ | $1,98 \cdot 10^{-5}$ | $1,48 \cdot 10^{-5}$ | $3,35 \cdot 10^{-6}$ |
| 15 | 0,372759 | $2,91 \cdot 10^{-5}$ | $3,05 \cdot 10^{-6}$ | $5,72 \cdot 10^{-7}$ | $1,98 \cdot 10^{-7}$ |
| 20 | 0,335978 | $1,48 \cdot 10^{-5}$ | $8,75 \cdot 10^{-7}$ | $2,85 \cdot 10^{-7}$ | $1,72 \cdot 10^{-7}$ |

| | | | | | |
|----|----------|----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|
| 30 | 0,259209 | $4,42 \cdot 10^{-6}$ | $5,22 \cdot 10^{-7}$ | $1,64 \cdot 10^{-7}$ | $1,42 \cdot 10^{-7}$ |
| 40 | 0,048645 | $4,01 \cdot 10^{-6}$ | $3,42 \cdot 10^{-7}$ | $1,27 \cdot 10^{-7}$ | $1,09 \cdot 10^{-7}$ |
| 50 | 0,023513 | $3,63 \cdot 10^{-6}$ | $2,88 \cdot 10^{-7}$ | $1,06 \cdot 10^{-7}$ | $1,02 \cdot 10^{-7}$ |

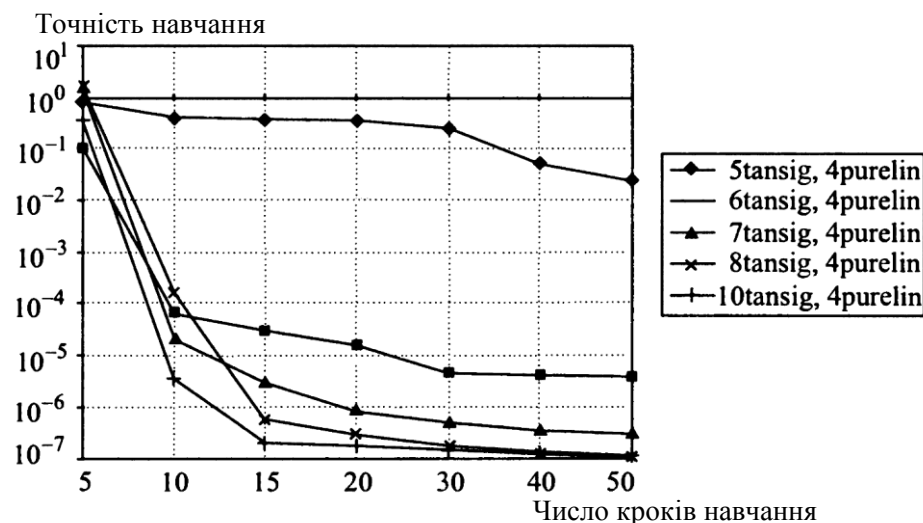


Рис. 4.13. Залежність швидкості та точності навчання нейронної мережі №2 від числа нейронів у прихованому шарі

Проаналізувавши результати першого експерименту, можна дійти наступних висновків:

- нейронна мережа №1, що обчислює кватерніон довороту, має найбільшу точність та швидкість навчання при використанні 3 тангенціальних нейронів у прихованому шарі;

- нейронна мережа №2, що обчислює навігаційні параметри, має найбільшу точність та швидкість навчання при використанні 5 тангенціальних нейронів у прихованому шарі.

Метою другого експерименту було дослідити характеристики нейронної мережі, що пройшла навчання, у режимі, коли вхідні сигнали мають значення у проміжках між вузлами навчальної сітки.

Під час дослідження нейронної мережі, що пройшла навчання, на її вхід надходили тестові вхідні сигнали, що відрізнялися від тих, що присутні у навчальній послідовності. Також було розширено інтервали сітки тестування задля встановлення точності обчислень нейронної мережі за межами навчальної сітки. Було встановлено, що для нейронної мережі №1, похибка обчислень все-

редині інтервалу, але зі значеннями, відмінними від навчальних, збільшилася приблизно втричі. За межами навчальної сітки похибка зростає ще більше. Отримані результати показано на рис. 4.14.

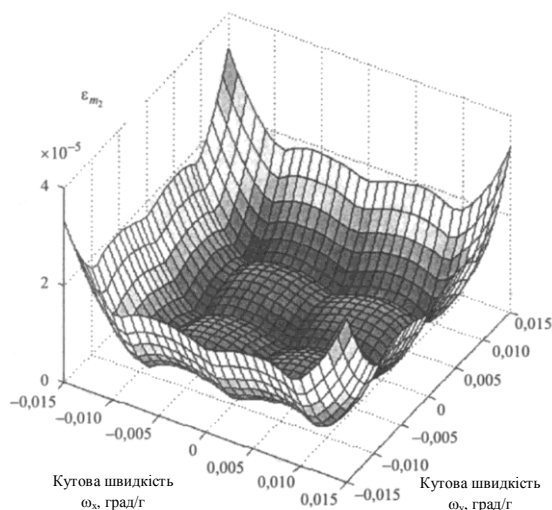


Рис. 4.14. Результат дослідження нейронної мережі №1 у точках зі значеннями, відмінними від навчальних

Було також встановлено, що для нейронної мережі №2, результати обчислень всередині інтервалу, але зі значеннями, відмінними від навчальних, мають прийнятну точність. За межами навчальної сітки похибка значно зростає. Отримані результати показано на рис. 4.15.

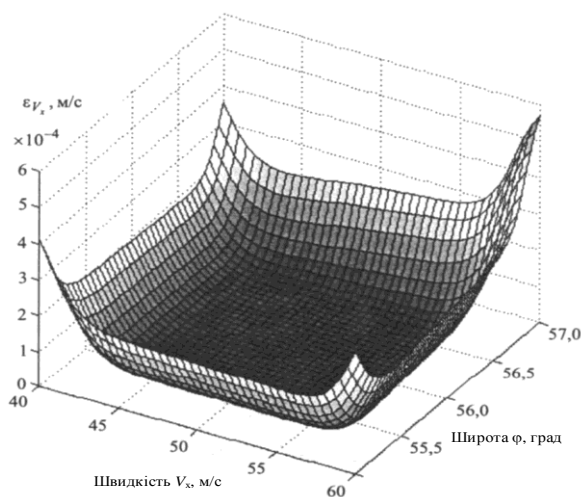


Рис. 4.15. Результат дослідження нейронної мережі №2 у точках зі значеннями, відмінними від навчальних

Метою третього експерименту було дослідити якість прогнозу параметрів орієнтації та навігації у випадку використання нейронних мереж замість ІНС. Для цього обчислювались параметри орієнтації та навігації на проміжку, на який може зникати сигнал СНС (до 450-900 с).

Нейронні мережі навчалися та досліджувалися при різних значеннях дрейфу гіроскопів - від 1 град/год до 50 град/год. Значення на виході моделі порівнювали з розв'язками функціональних рівнянь при нульовому дрейфі гіроскопів (ідеальне рішення). Отримані результати показано на рис. 4.16.

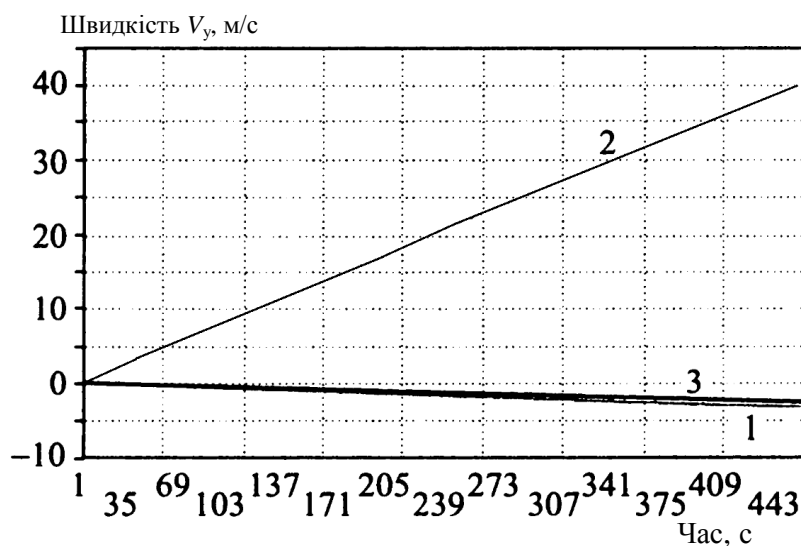


Рис. 4.16. Розрахована швидкість руху при (1) ідеальному розв'язку (нульовий дрейф); (2) розв'язку, що враховує дрейф гіроскопів і (3) обчисленні за допомогою нейронних мереж

Було встановлено, що нейронна мережа обчислює параметри орієнтації та навігації на інтервалі 450 с з наступними похибками: похибка обчислення швидкості 4,3%, похибка обчислення координат – 0,007%.

4.7. Дослідження гравітаційного поля Землі за допомогою вейвлет-аналізу

Необхідність вивчення гравітаційного поля Землі з використанням АГС із новим ЄГ призводить до до необхідності опрацювання великої кількості даних, за допомогою нових способів. Одним з таких способів є вейвлет-аналіз.

Вейвлет-перетворення є відображенням сигналу одночасно у часовій та частотній областях. Це надає можливість перетворити двовимірний сигнал у тривимірний та по-іншому його зрозуміти. Існують дискретні вейвлет-перетворення та неперервні. Для дослідження вихідних даних з нового ЄГ використовуються саме неперервні.

Якщо задати гравітаційну аномалію у прямокутній системі координат, причому по осі ординат будуть значення аномалії Δg , а по осі абсцис – відстань x , отримаємо графік, зображений на рис. 4.17.

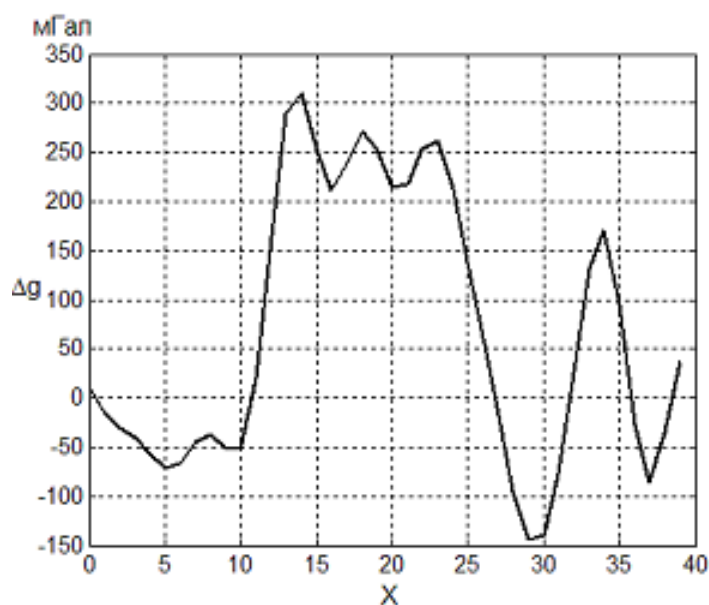


Рис. 4.17. Гравітаційні аномалії

Тоді вейвлет- перетворення функції $\Delta g(x)$ виглядатиме наступним чином [98]:

$$W(x', \tilde{\lambda}) = \frac{1}{\sqrt{\tilde{\lambda}}} \int_{-\infty}^{\infty} \Delta g \cdot \psi\left(\frac{x - x'_{loc}}{\tilde{\lambda}}\right) dx, \quad (4.15)$$

де $\frac{1}{\sqrt{\lambda}}$ – нормуючий коефіцієнт; $\psi\left(\frac{x-x'_{loc}}{\lambda}\right)$ – вейвлет-функція, в якій x'_{loc} – параметр локалізації функції на вісь x , а параметр λ – масштабний коефіцієнт.

Змінюючи x'_{loc} та λ , отримаємо матрицю значень $W(x'_{loc}, \lambda)$. З формули (4.15) можна побачити, що $W(x'_{loc}, \lambda)$ – це скалярний добуток функції $\Delta g(x)$ та вейвлет-функції, тому в точках екстремума $W(x'_{loc}, \lambda)$ функції $\psi(x)$ та $\Delta g(x)$ подібні між собою в області частот.

$\psi(x)$ має назву базового вейвлета. Вона має утворювати ортогональний базис, та бути визначеною за допомогою певних ознак основними з яких є нульове середнє, локалізація, обмеженість та автономність.

Наведемо приклад поля гравітаційних аномалій Землі $\Delta g(x)$ (рис.4.18).

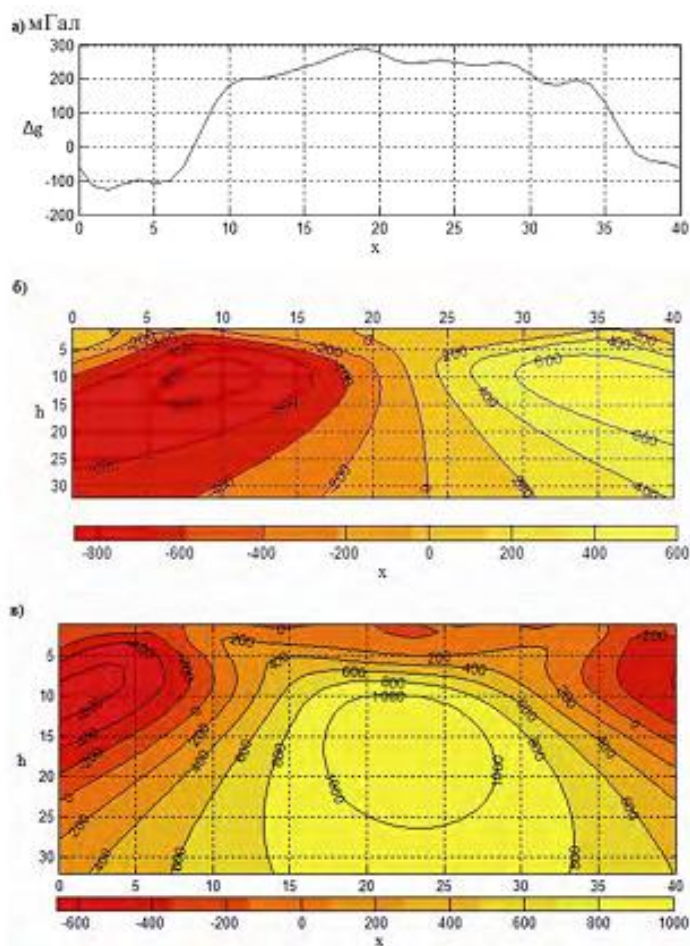


Рис. 4.18. а – поле гравітаційних аномалій; спектр вейвлет функції $\Delta g(x)$ побудований з використанням: б – WAVE-вейвлета; в – МНАТ-вейвлета

Аналізуючи рис. 4.18, можна побачити, що використовуючи різні базові вейвлети, можна отримати різні вейвлет-спектри. Завдяки цьому можна застосовувати найбільш характерний для даного фізичного процесу вейвлет.

В якості базисних функцій для вейвлетів у [97, 98] запропоновано використання гравітаційного потенціалу геометричних тіл, та його похідних. Це має більш доступний фізичний зміст та допомагає спростити аналіз результатів.

4.8. Висновки до розділу 4

4.8.1. За допомогою цифрового моделювання одержано залежності, які показують, як змінюється вихідний сигнал $x(t)$ при зміні частоти зовнішніх збурень ω , демпфуючого коефіцієнта ξ , а також різноманітних значеннях амплітуд збурюючих прискорень w_a та w_b .

4.8.2. Ці залежності дають зрозуміти, що

- головний резонанс виникає лише на частоті збурень, рівній власній частоті, при цьому збільшення коефіцієнта демпфування до 0.705 він зникає;
- при частотах, кратних власній частоті, резонанс не виникає, але встановлюється биття, яке зникає при збільшенні коефіцієнта демпфування;
- амплітуда горизонтальних прискорень не впливає на вихідний сигнал ЄГ.

4.8.3. За допомогою цифрового моделювання підтверджено точність гравіметра у 1 мГал.

4.8.4. Використано апарат нейронних мереж для обробки даних АГС із новим ЄГ. При цьому система може працювати у 3 режимах: навчання, руху та руху з автокорекцією сигналу за наявності сигналу СНС.

4.8.5. Експериментально досліджено роботу АГС із ЄГ при використанні штучних нейронних мереж. Отримано наступні висновки:

- для нейронних мереж доцільно використовувати комбінацію нейронів з лінійними та тангенційними функціями, при цьому достатньо використовувати 3 лінійні нейрони;
- нейронна мережа №1, що обчислює кватерніон довороту, має найбільшу точність та швидкість навчання при використанні 3 тангенціальних нейронів у прихованому шарі;
- нейронна мережа №2, що обчислює навігаційні параметри, має найбільшу точність та швидкість навчання при використанні 5 тангенціальних нейронів у прихованому шарі.

Для нейронної мережі №1, похибка обчислень всередині інтервалу, але зі значеннями, відмінними від навчальних, збільшилася приблизно втричі. За межами навчальної сітки похибка зростає ще більше. Для нейронної мережі №2,

результати обчислень всередині інтервалу, але зі значеннями, відмінними від навчальних, мають прийнятну точність. За межами навчальної сітки похибка значно зростає.

4.8.6. Для аналізу інформації про гравітаційне поле Землі, та його аномалії, отриманої від АГС із новим ЄГ, запропоновано використовувати вейвлет-аналіз.

РОЗДІЛ 5. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ЄМНІСНОГО ГРА- ВІМЕТРА

На даний час у відомій літературі [1-4], [108] немає інформації про експериментальні дослідження ємнісного гравіметра. Тому мета даного розділу – проведення таких досліджень в умовах, близьких до реальних на літаку.

Задачами даного розділу є: створення лабораторної установки для проведення експериментальних досліджень основних характеристик ЄГ та обґрунтування можливості його застосування у складі АГС; проведення конструктивного та аналітичного опису кожного компонента, що входить до складу лабораторної установки; аналіз програмного забезпечення для цифрового відображення результатів; експериментальне дослідження та побудова графіків залежностей основних величин; розрахунок рівняння руху ЄГ, з урахуванням основних факторів, які можуть мати вплив на процес проведення гравіметричних досліджень на літаку; надання методів та рекомендацій щодо організації випробувань ЄГ у складі АГС на борту літального апарату.

За результатами досліджень, проведених у даному розділі, опубліковано праці автора [47, 53, 55], а також отримано патент України на винахід [35].

5.1. Опис лабораторного стенду для досліджень ємнісного гравіметра

Для експериментального дослідження ЄГ було створено лабораторну установку. Її структурну схему наведено на рис.5.1, а зображення – на рис.5.2. Складається лабораторна установка з наступних компонентів: генератор змінної напруги з вольтметрами, вібростенд ГМК-1, який містить перетворювачі напруги у механічні коливання, і на якому розташований досліджуваний ЄГ; блок підсилювача вихідного сигналу; модуль вводу-виводу, який перетворює сигнал у цифрову форму та ЕОМ, яка займається обробкою та відображенням даних з ЄГ, а також може слугувати для симуляції роботи БЦОМ у АГС [104].

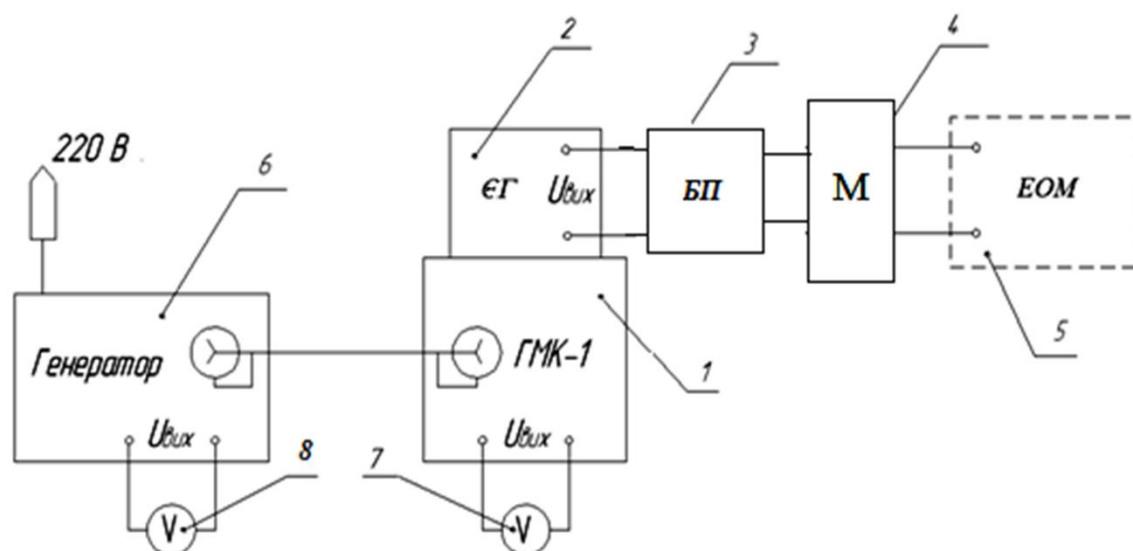


Рис. 5.1. Структурна схема установки для лабораторних досліджень ЄГ: 1 – вібростенд ГМК-1; 2 – гравіметр; 3 – блок підсилювача вихідного сигналу; 4 – модуль вводу-виводу; 5 – ЕОМ; 6 – генератор змінної напруги; 7 – вольтметр, що реєструє напругу збудження; 8 – вольтметр, що реєструє напругу керування



Рис. 5.2. Зображення установки для лабораторних досліджень ЄГ

5.1.1. Вібростенд лабораторного стенду

Одним з головних компонентів лабораторного стенду є вібростенд ГМК – 1 (рис. 5.3). Він складається (рис.5.4) з двох магнітопроводів 8 та 10, жорстко закріплених між собою. Вони утворюють єдиний соленоїд, усередині якого може рухатися стрижень 7.

Стрижень рухається під дією сили, яка створюється обмотками збудження 1 та 3, і обмотками керування 2 та 4 [104], тобто відбувається перетворення напруги збудження у переміщення стрижня.



Рис. 5.3. Вібростенд ГМК-1

Рухомий стрижень разом із обмотками утримується за допомогою гнучких опор, що виконані у вигляді мембран 6 і 9.

За рахунок закріплення стрижня, забезпечується його рух лише по одному напрямку – уздовж вертикальної осі. Тому напруга на обмотці збудження викликає переміщення стрижня лише у вертикальному напрямку.

Рухомий стрижень діє на робочий стіл 5, і таким чином створюються коливання, що діють на ЄГ, який знаходиться на столі.

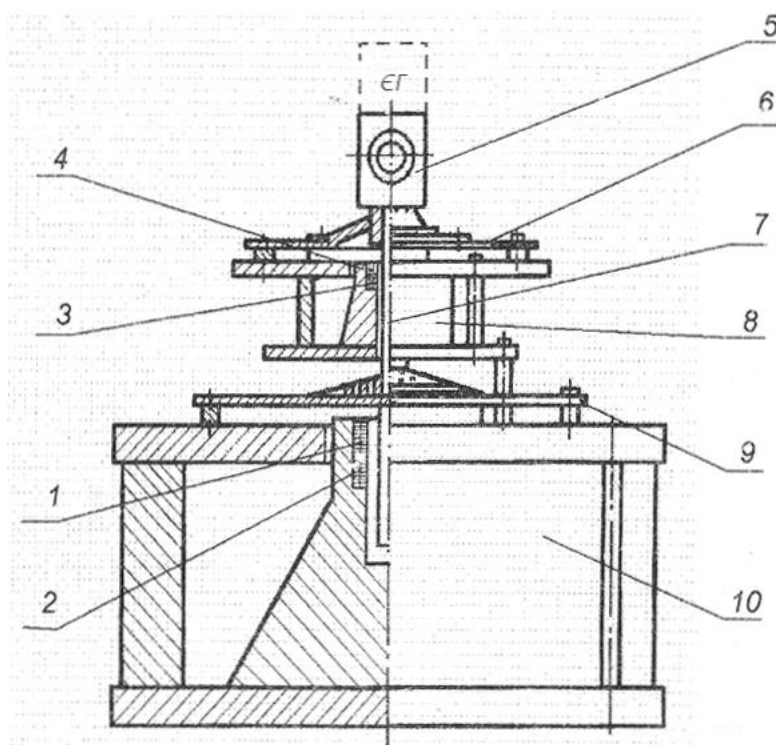


Рис.5.4. Вібростенд: 1,3 – обмотки збудження; 2,4 – обмотки керування; 5 – робочий стіл; 6,9 – гнучкі мембрани; 7 – рухомий стрижень; 8,10 – магнітопроводи

При проходженні через обмотку керування 1 вібростенда синусоїдного струму, то сила, створювана обмоткою, спричинить рух стрижня на величину h , який також буде відбуватися за синусоїдним законом:

$$h = H \sin \omega t, \quad (5.1)$$

де H – амплітуда коливань стрижня, $\omega = 2\pi f$ частота коливань.

Прискорення h_z та швидкість h_c коливань рухомого стрижня визначаються наступним чином:

$$h_z = -H\omega \sin \omega t = H_z \sin \omega t, \quad (5.2)$$

$$h_c = H\omega \cos \omega t = H_c \cos \omega t. \quad (5.3)$$

Під час досліджень проводяться виміри лише амплітуд швидкості та прискорення руху стрижня, що дорівнюють:

$$H_c = Hn\omega, \quad (5.4)$$

$$H_z = -H_c \omega = Hn\omega^2. \quad (5.5)$$

Вимірювальний перетворювач 2 значно менший за габаритними розмірами, ніж індукційний перетворювач з напругою збудження і служить для вимірювання амплітуд прискорень, з якими відбуваються коливання рухомого стрижня, а амплітуда його вихідної напруги U_{III} розраховується наступним чином:

$$U_{III} = S_{III} H_z, \quad (5.6)$$

де S_{III} – чутливість вимірювального перетворювача ($S_{III} = 8.8$ мВ/мм).

5.1.2. Досліджуваний ємнісний гравіметр

Ємнісний гравіметр, що досліджується, наведено на рис. 5.5. Його розміщують на поверхні робочого стола вібростенда ГМК-1.

Внаслідок коливань поверхні стола виникає прискорення g_z . Під його дією на ІМ виникає сила, що спричиняє переміщення ІМ на величину x :

$$x \equiv f(g_z). \quad (5.7)$$

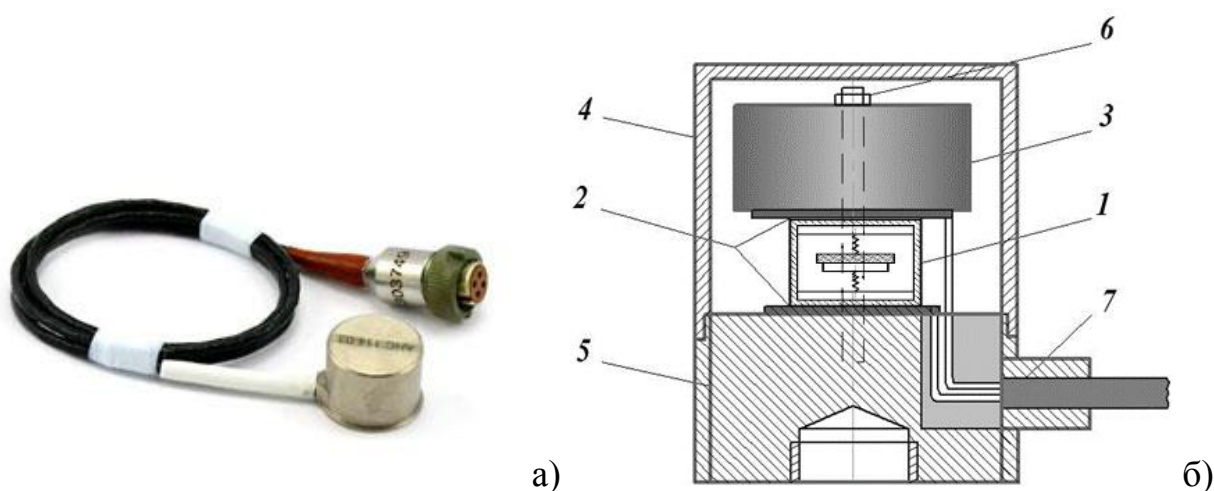


Рис. 5.5. Ємнісний гравіметр, що досліджується: а) вигляд у корпусі; б) схема конструкції: 1 – чутливий елемент; 2 – ізолятори; 3 – демпфер конструкції ЧЕ; 4 – основа; 5 – герметичний корпус ЄГ; 6 – гвинт; 7 – кабель

Такий рух ІМ спричиняє переміщення рухомої пластини відносно нерухомих. Внаслідок цього, змінюється зазор між обкладинками, а отже, і ємність ЄГ. Пропорційно змінюється вихідна напруга.

$$\Delta U = U \frac{\Delta C}{C} \equiv a_{\text{віб}}, \quad (5.8)$$

де C – ємність ЧЕ.

5.1.3. Операційний підсилювач

На рис. 5.6. зображено блок підсилювача вихідного аналогового сигналу ЄГ.



Рис. 5.6. Блок підсилювача вихідного сигналу ЄГ

Блок підсилювача містить інструментальний підсилювач напруги INA116 (рис. 5.7), який містить у собі два операційні підсилювачі (ОП) A_1 із малим вхідним струмом, що працюють за диференційною схемою, та високоточний ОП A_3 (рис. 5.8). За рахунок цього відбувається зменшення шумів та забезпечення максимальної чутливості вимірювальної системи.



Рис. 5.7. Інструментальний підсилювач напруги INA116

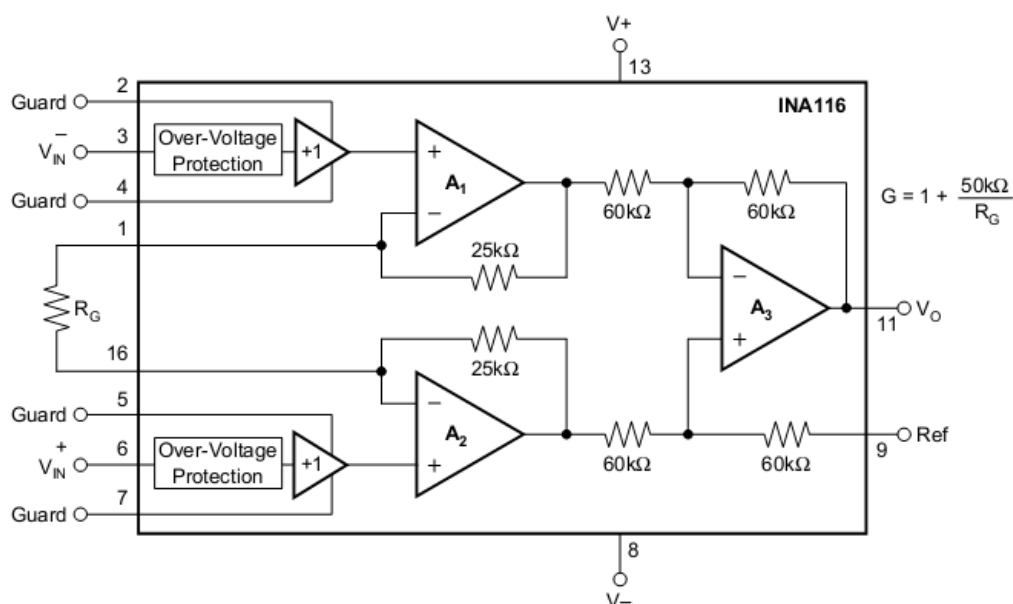


Рис. 5.8. Електрична схема підключення підсилювача INA116

Блок підсилювача вихідного сигналу має коефіцієнт підсилення рівний 10, і вихідну напругу 0–5 В.

5.1.4. Мікросистема зібрання даних

1) *Процес вибору функціональної та структурної схем АЦП.* На даний час відома велика кількість способів дискретизації вхідного аналогового сигналу напруги у дискретний, який може бути сприйнятий цифровими засобами вимірювання та обробки даних. Зазвичай використовують аналогово-цифровий перетворювач, що працює за принципом імпульсно-кової модуляції (ІКМ, РСМ). Цей принцип передбачає, що безперервний сигнал, який подається на вхід, може бути представлений у вигляді послідовності відліків, що зчитуються через відповідні інтервали часу. Для виконання даної задачі використовують схему, яка має назву пристрій вибірки-зберігання. Цей пристрій запам'ятовує миттєве значення вхідного сигналу (найчастіше за допомогою конденсатора), і завдяки цьому забезпечується зберігання величини взятого відліку упродовж періоду, який займає процес оцифровування. Процес оцифровування полягає у тому, що аналогова амплітуда відліку перетворюється у відповідне число у двійковій формі, яке має деяку кількість розрядів. Максимум кількості розрядів, і, відповідно, значення кроку дискретизації залежить від параметрів АЦП. Спо-

сіб, використаний у процесі дискретизації, визначається можливостями та складністю АЦП [106].

В табл. 5.1. наведено порівняльну характеристику основних типів АЦП, що використовуються у вимірюваннях.

Таблиця 5.1

Порівняльна характеристика основних типів АЦП

| Переваги | Недоліки | Застосування |
|--|---|---|
| 1 | 2 | 3 |
| АЦП прямого перетворення | | |
| ⊕ Висока швидкодія; ⊕ проста конструкція | ∅ Великі габарити; ∅ обмеження розрядності – не буває більше 8 біт; ∅ висока ємність на вході; ∅ наявність помилок на виході | Перетворювачі високо-частотних сигналів, які швидко змінюються у часі (наприклад, обробка відеозображення, окрім деяких випадків) |
| АЦП послідовного наближення | | |
| ⊕ Невеликі габарити; ⊕ велика кількість розрядів; ⊕ низька собівартість; ⊕ висока швидкодія | ∅ Низькі частотні параметри перетворення | Перетворювачі швидко-змінних у часі низькочастотних сигналів |
| АЦП з урівноваженням заряду | | |
| ⊕ Низька чутливість до перешкод; ⊕ висока точність; ⊕ висока розрядність | ∅ Великі габарити; ∅ низька швидкодія; ∅ висока собівартість | Високоточні прилади; перетворювачі сигналів, що повільно змінюються з часом |
| АЦП порівняння з зубчастим сигналом | | |
| ⊕ Невеликі габаритні розміри; ⊕ велика кількість розрядів; | ∅ Низька точність; ∅ чутливість до впливу температури; ∅ невисока швидкість | Прилади середнього класу точності, що використовуються в умовах помірного клімату та малої зміни умов навколишнього середовища |

| Сигма-дельта АЦП | | |
|--|--|---|
| ⊕ Невисока собівартість | <ul style="list-style-type: none"> ∅ Наявність помилок на виході; ∅ невисока швидкодія; ∅ малий діапазон робочих температур | Перетворювачі сигналів, що потрібно фільтрувати від шумів |
| АЦП диференційного кодування | | |
| <ul style="list-style-type: none"> ⊕ Великий діапазон вхідного сигналу; ⊕ велика кількість розрядів; | <ul style="list-style-type: none"> ∅ Великий час перетворення; ∅ високе значення мінімальної частоти; ∅ невисока швидкодія | Перетворювачі, що не потребують високої швидкодії, але яким необхідна висока точність; перетворювачі стрибкоподібних сигналів |

Як можна побачити із табл. 5.1, найбільш ефективним рішенням є використання у мікросистемі зібрання даних ємнісного гравіметра АЦП послідовного наближення, адже саме він має значні переваги порівняно з іншими видами перетворювачів.

На рис. 5.9 зображено принципову схему стандартних АЦП послідовного наближення, які виконуються у корпусах, що мають вісім виходів. Логічний керуючий пристрій, що має вбудований тактовий генератор, керує функціонуванням перетворюючої схеми, яка працює за алгоритмом послідовного наближення. Сутність цього алгоритму полягає у тому, що поступово відбувається покрокове накопичення у проміжному регістрі двійкових розрядів вихідного значення, що відповідає співвідношенню аналогової напруги на вході (яка являє собою різницю рівнів напруги на диференціальних входах АЦП “ANALOG+IN” і “ANALOG-IN”) та опорної напруги, що подається на прилад (яка являє собою різницю рівнів напруги на диференціальних входах “REF” і “REF-”). Процес перетворення розпочинається з моменту, коли рівень вхідної аналогової напруги зафіксовано у пристроях вибірки-зберігання, а далі у перетворювачі починає послідовно формуватися вміст регістра. Час, за який відбувається процес обробки аналогового сигналу та отримання кодового слова, називається часом перетворення [107].

Задля того, щоб АЦП функціонувала правильно, необхідно мати певну зовнішню керуючу систему, що задає послідовність синхронізуючих сигналів. В якості такої системи виступає мікроконтролер.

Зазвичай, процес аналогово-цифрового перетворення розпочинається в той момент коли відповідний сигнал подається на вихід “CS”. Власне процес перетворення відбувається за декілька десятків мікросекунд. Після його закінчення потрібно передати необхідне число тактових імпульсів на вхід “I/O CLOCK” для отримання результату перетворення на виході “DATA” “OUT”. Функціональна схема подібного АЦП зображена на рис. 5.10. В основі функціональної схеми знаходиться матриця комутації конденсаторів. Значення величини у кожному розряді визначається за допомогою граничного детектору залежно від величини заряду, яку містить кожен ваговий конденсатор, що входить до складу АЦП.

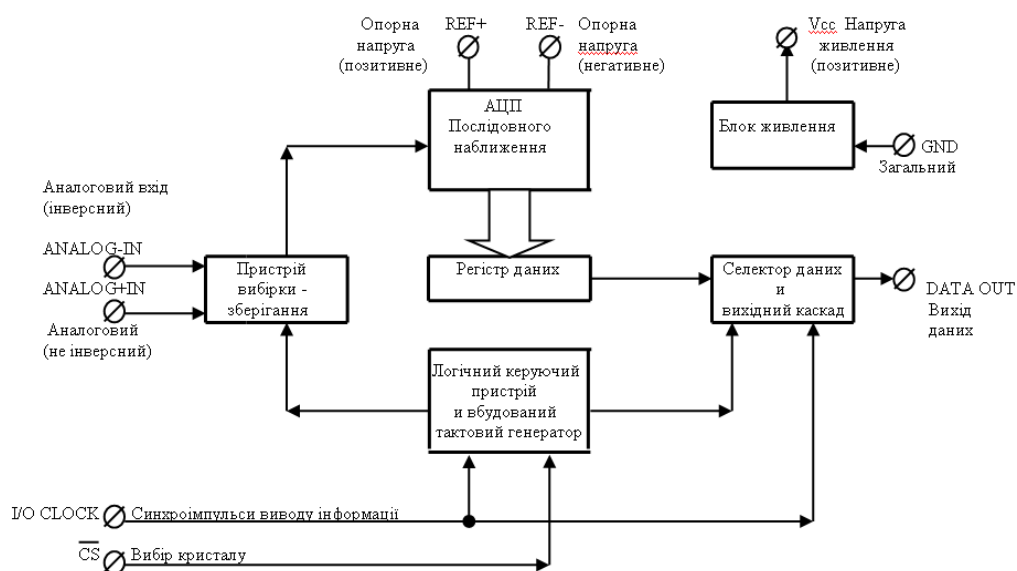


Рис. 5.9. Принципова схема АЦП послідовного наближення

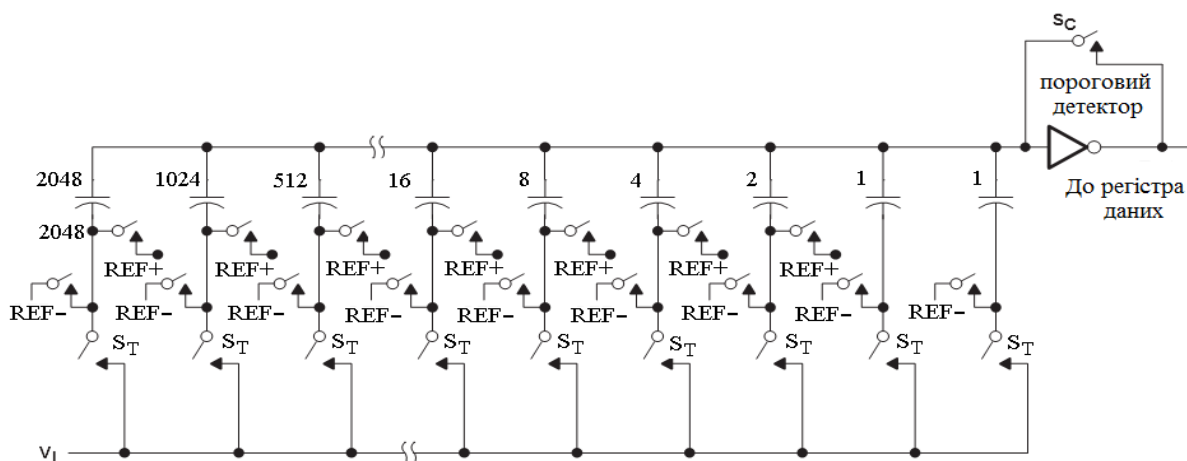


Рис. 5.10. Функціональна схема послідовного АЦП

При зміні входної напруги на значення величини, що є меншим за певну порогову величину, вихідні дані можуть залишитися незмінними. Також в деяких перетворювачах може існувати додаткова похибка вимірювань, за рахунок чого результат отримується з точністю до одного або навіть до двох найменших значень розряду. Подібні дискретні властивості результатів є наслідком того, що перетворення сигналу всередині АЦП має вигляд деякої “сходинки”, як це зображено на рис. 5.11. В даному випадку абсолютно зрозуміло, що як і в будь-якому іншому аналого-цифрового перетворенні, кінцевий результат має у своєму складі певну похибку, яка називається похибкою дискретизації або квантування.

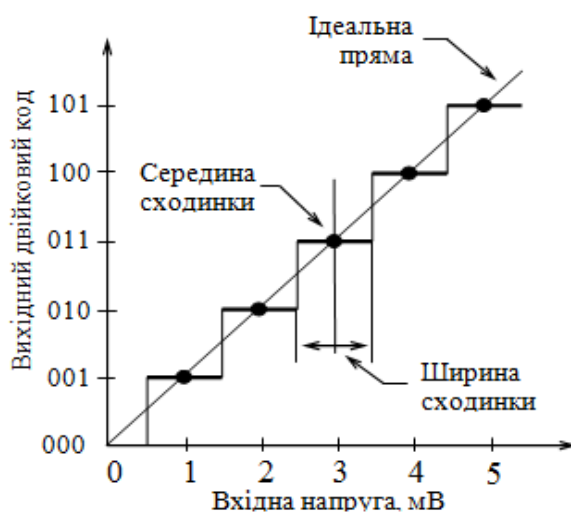


Рис. 5.11. Дискретизація при перетворенні сигналу всередині АЦП

Причиною похибки дискретизації є заміна реальної величини вхідного сигналу на її дискретний еквівалент, який передається у вигляді вихідного коду. Дана похибка обчислюється як різниця між значеннями величин на графіках ідеальної прямої та ступінчастої передатної характеристики. Максимальне значення такої похибки для передатної характеристики, що використовується в процесі, зображеному на рис. 5.11, дорівнює половині величини кроку дискретизації і для 10-бітного АЦП складає в середньому 0.1%

Знайдемо параметри і характеристики АЦП послідовного наближення для вибору готової моделі. Основними параметрами вважаємо: вхідний сигнал – 0-5В; точність – 0.001 або 0.1%; кількість каналів – 1.

Таким чином, точність вимірювання 0.1% забезпечує АЦП із розрядністю порядку 10 біт. Або $1/2^{10} = 1/1024 = 0.001$.

Розрахуємо розрядність:

1. Кількість розрядів АЦП 10 бітів: $2^{10} = 1024$ дискретних рівнів;
2. Крок вимірювання напруги: $(5-0)/1024 = 0.0048$ Вольт = 4.8 мВ.

Таким чином, обираємо АЦП послідовного наближення розрядністю порядку 10 біт, кількістю каналів – 1, час перетворення – мінімальний.

2) *Робота електричної схеми вимірювально-реєстраційного пристрою (ВРП).* Розроблену принципову схему ВРП вихідного сигналу ЄГ, побудовану на основі АЦП послідовного наближення, представлено на рис.5.12. На вхід даної мікросхеми надходить вимірюваний сигнал і перетворюється у 12-розрядний двійковий код, який передається по SPI-інтерфейсу керуючому пристрою (мікроконтролер). Він обробляє дані і подає їх на вхід перетворювача інтерфейсів, який в свою чергу, здійснює подальшу їх передачу через USB-порт на ЕОМ.

Підсилювач напруги на вході. АЦП обробляє будь-яку напругу у діапазоні від 0 до 5 В (він може бути використаний і для перетворення таких напруг, які не відповідають його робочому діапазону). Завдяки використанню саме вхідного підсилювача (з коефіцієнтом підсилення рівним 0.5 або 5) забезпечується перетворення сигналів у діапазоні 0-1 і 0-10 В.

Джерело опорної напруги призначене для створення зразкової напруги, що може бути використана у якості еталону. Головна вимога до такого джерела опорної напруги – забезпечення сталої вихідної напруги.

Пристрій подвоєння напруги на конденсаторах. Допустимий вхідний діапазон джерела опорної напруги у межах $5 \div 40$ В. Найбільш раціональним є застосування схеми накачування заряду (charge-pump).

Мікроконтролер AVR atTiny виробництва Atmel, який є 8-розрядним, містить 32 регістра та має архітектуру RISC.

Перетворювач інтерфейсів. Пакети, сформовані мікроконтролером, передаються на USB-перетворювач, який забезпечує зрозумілий для програмного забезпечення сигнал.

Супервізор живлення. При напругах живлення $4.5 \div 5.5$ В гарантується працездатність мікроконтролера. Навіть при зниженні напруги живлення до рівня 2,7 В мікроконтролер продовжує працювати. При цьому порушується режим роботи тактового генератора. Тому такий режим є неприпустимим. Для уникнення такої ситуації, застосовують супервізори живлення. Його підключають до ланцюга живлення мікроконтролера. Вихід – до інверсного входу RESET мікроконтролера. Супервізор генерує імпульс скидання (низький рівень на інверсному вході RESET) при падінні напруги живлення нижче установленного рівня. Мікроконтролер зупиняється, утримує цей рівень, доки напруга не прийме нормальне значення.

3) *Сучасні мікросистеми збирання даних.* Сьогодні існує велика кількість пристроїв, які реєструють та перетворюють аналоговий сигнал. Їх вартість може складати як декілька тисяч так і десятки тисяч гривень.

В якості приклада такого пристрою можна розглянути реєстратор параметрів KD7 виробництва Lumel (рис. 5.13, а). Цей прилад може виконувати функції реєстратора та концентратора даних, має можливість архівувати поточні дані та візуалізувати їх на кольоровому сенсорному екрані у різних формах. Електронний реєстратор параметрів KD7 має 12 аналогових входів та 16 цифрових, а також інтерфейс RS485. Реєстратор може застосовуватися як пристрій збору даних, при цьому. Виміряні дані зберігаються в оперативній пам'яті, а також на флеш-карті.

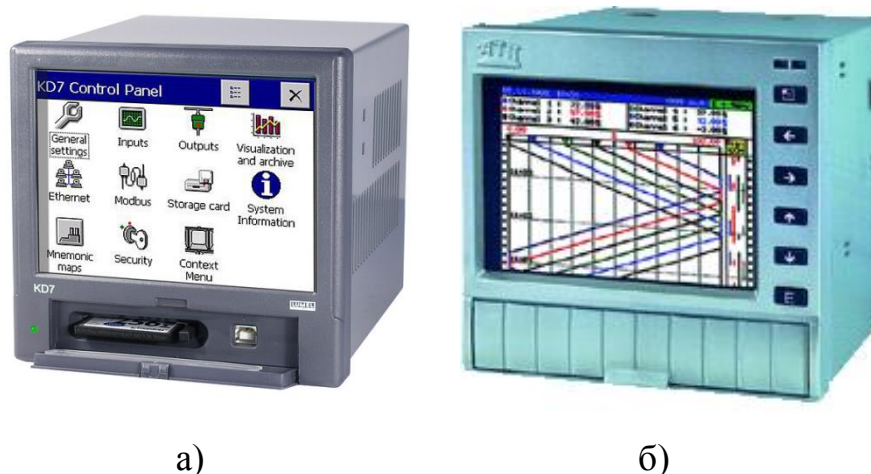


Рис 5.13. Реєстратор параметрів KD7 (а), “Экограф” (б)

Наведемо технічні характеристики реєстратора KD7: кольоровий сенсорний екран з роздільною здатністю 320×240 пікселів, оперативна пам'ять об'ємом 4 ГБайти, 32-бітний процесор, інтерфейси RS232, RS485 та USB 1.1, 12 аналогових входів, 16 цифрових входів і виходів.

На рис. 5.13,б. зображено електронний реєстратор “Экограф”. Цей пристрій може використовуватися для того, щоб проводити вимірювання, реєстрацію та візуалізацію сигналів від 1-6 аналогових датчиків.

Проте ці прилади досить складні, тому в нашому випадку можливо обмежитися розглядом простіших пристроїв на базі АЦП, які мають підключення до ПК.

Модуль вводу-виводу містить АЦП, цифрові фільтри, автоматичні перемикачі діапазонів, пристрої вибірки-зберігання, буферні підсилювачі, а також автоматичні системи підстроювання.

DAQPad-6015/6016 (рис. 5.14) мають функціональність, яка рівна тим, що вміють PCI і PXI системи з розрядністю АЦП 12 біт. Підключення до ЕОМ за допомогою Plug-and-play дозволяє зменшити витрати часу на налаштування системи.



Рис. 5.14. DAQPad-6015/6016

За рахунок того, що пристрої підтримуються драйверами DAQmx, можливо забезпечити їхню простоту налаштування, а також написання програм у середовищі LabVIEW, або інших. А можливість використання DAQ Assistant сильно скорочує час, який необхідно витратити на розробку складних програм.

NI USB-6008/6009 (рис. 5.15) – пристрої збору даних виробництва National Instruments. Вони об'єднують в собі всі необхідні функції, які використовуються при зборі та збереженні даних, виконанні мобільних вимірювань, а також при використанні їх у лабораторних дослідженнях чи навчальних цілях. Мають розрядність АЦП рівну 14 біт.



Рис. 5.15. NI USB-6008/6009

Ще одним виробником модулів вводу-виводу є німецька компанія Siemens. Розроблені Siemens модулі введення-виведення під назвою LOGO (рис.5.16) мають 8-16 каналів вводу-виводу, а також АЦП з вхідною напругою від 5 до 12 В, і частотою дискретизації 30кГц.



Рис. 5.16. LOGO

Після розгляду варіантів обрано мікросистему m-DAQ (рис.5.17) для використання в якості системи введення-виведення лабораторної установки. Вона виконується у вигляді окремого пристрою у корпусі з невеликими габаритами. При цьому кількість каналів дискретного введення-виведення, що має модуль, може бути збільшена за рахунок того, що кількість каналів аналогового введення-виведення зменшується, а число контактів – збільшується.

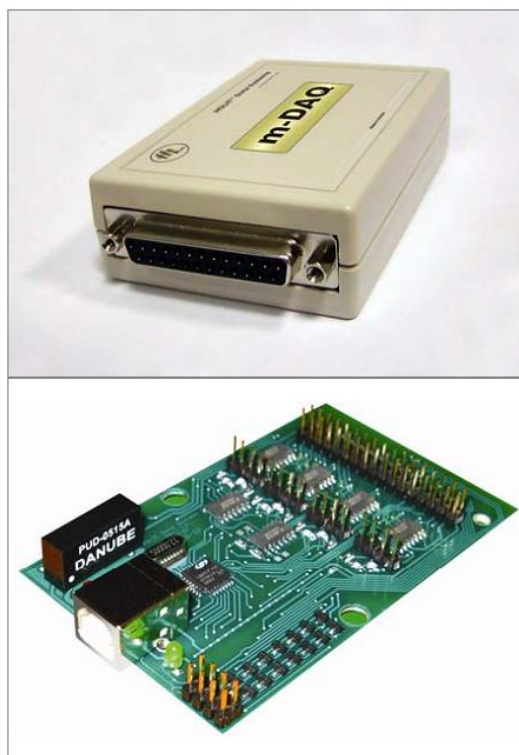


Рис. 5.17. Мікросистема збирання даних m-DAQ

До складу програмного забезпечення m-DAQ входять драйвер, DLL-бібліотека з прикладами роботи, *llb*-бібліотека для LabVIEW.

m-DAQ зазвичай має 8 аналогових вхідних каналів $A_{IN} 0 \dots A_{IN} 7$. Кожен такий канал має нормуючий підсилювач, вхідний буферний каскад, а також фільтр нижніх частот. При цьому діапазони вхідних напруг складають 0..5В і 0..10В.

До складу модуля АЦП входять 8-канальний комутатор, буфер FIFO, 10-розрядний АЦП послідовного наближення, а також автомат управління, що реалізований на базі мікроконтролера. Частоти дискретизації в режимі з одним каналом складає щонайменше 200 кГц, у багатоканальному режимі – 100 кГц. Сигнал для запуску АЦП подає або внутрішній програмований генератор, або зовнішній.

Подача живлення на аналогові ланцюги m-DAQ здійснюється напругою величиною $\pm 15\text{В}$, яка надходить з вбудованого DC/DC-перетворювача. Ці шини можуть також використовуватися задля живлення різноманітних зовнішніх пристроїв, таких як нормалізатори сигналів датчиків абощо.

Модуль введення-виведення підключається до ЕОМ з використанням інтерфейсу USB.

5.1.5. Програмне забезпечення

Програмне забезпечення для лабораторного дослідження характеристик ЄГ, а також відображення вихідного сигналу, що надходить з ЄГ, на ЕОМ, створене у середовищі LabVIEW і виглядає як віртуальний осцилограф (рис.5.18).

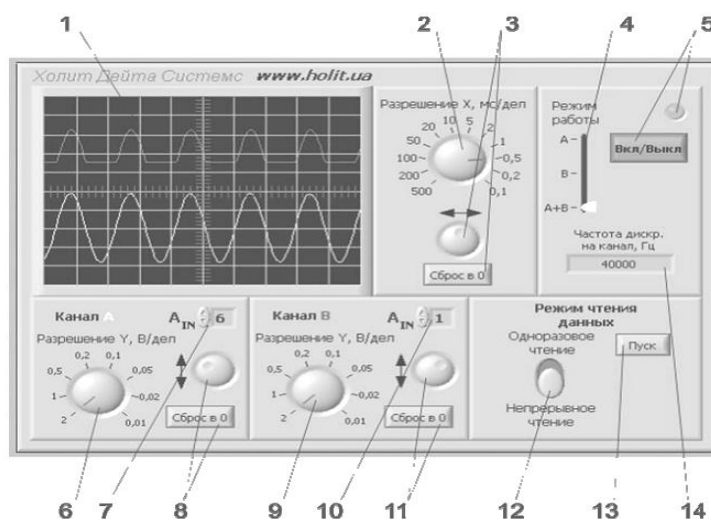


Рис. 5.18. Програмне забезпечення для лабораторних досліджень: 1 – екран осцилографа; 2 – ручка регулювання горизонтальної розгортки; 3 – ручка регулювання горизонтального зміщення променів; 4 – перемикач режимів роботи приладу; 5 – індикатор живлення приладу; 6 – ручка регулювання вертикальної розгортки каналу А; 7 – поле для задавання номеру входу для каналу А; 8 – ручка регулювання вертикального зміщення променя А; 9 – ручка регулювання вертикальної розгортки каналу В; 10 – поле для задавання входу для каналу В; 11 – ручка регулювання вертикального зміщення променя В; 12 – перемикач неперервного режиму; 13 – кнопка запуску набору даних; 14 – поле задавання частоти дискретизації

5.2. Експериментальні дослідження характеристик ємнісного гравіметра

Для експериментальних досліджень у лабораторії обрано гравіметр АНС 114-08 [114], який модифіковано для досягнення власної частоти $\omega_0 = 0.1$ рад/с (це забезпечено шляхом збільшення сумарного опору $\tau = 1/C_\Sigma R_\Sigma$).

1. Дослідимо залежності амплітуди вихідної напруги, що знімається з ЄГ $U_{\text{ЄГ}}$ від частоти коливань вібростенда ω при амплітудах напруги збудження $U_{\text{ген}} = 5, 7, 8$ В. Експериментальні дані записані у табл.5.2. Відповідно до даних табл. 5.2 побудовані графіки залежностей $U_{\text{ЄГ}} = \psi(\omega)$ для $U_{\text{ген}} = 5, 7, 8$ В, зображені на рис.5.19.

Таблиця 5.2

Залежності вихідної напруги ЄГ від частоти коливань вібростенда при різних значеннях напруги збудження

| ω , рад/с | | 0.01 | 0.033 | 0.05 | 0.1 | 0.15 | 0.2 | 0.25 | 0.28 | 0.3 | 0.35 |
|----------------------|------------------------------|------|-------|-------|-------|------|-------|------|------|------|------|
| $U_{\text{ЄГ}}$, мВ | $U_{\text{ген}} = 5\text{В}$ | 52.3 | 56.6 | 73 | 121.8 | 53.7 | 86 | 89.5 | 6.0 | 40.5 | 9.7 |
| | $U_{\text{ген}} = 7\text{В}$ | 72 | 75.6 | 107.2 | 174.2 | 70.6 | 125.9 | 114 | 10.7 | 72.5 | 13.3 |
| | $U_{\text{ген}} = 8\text{В}$ | 78 | 81.8 | 117 | 191 | 77.7 | 154.5 | 142 | 13 | 65.3 | 18 |

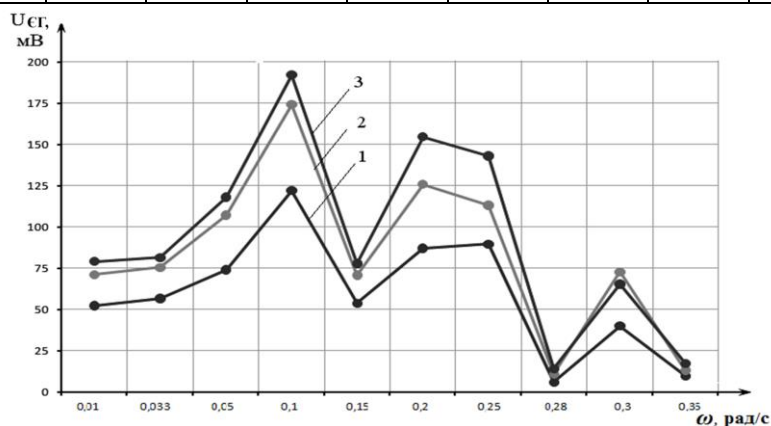


Рис. 5.19. Залежності вихідної напруги ЄГ від частоти коливань вібростенда при значеннях напруги збудження: 1 - $U_{\text{ЄГ}} = \psi(\omega)$ при $U_{\text{ген}} = 5\text{В}$; 2 - $U_{\text{ЄГ}} = \psi(\omega)$ при $U_{\text{ген}} = 7\text{В}$; 3 - $U_{\text{ЄГ}} = \psi(\omega)$ при $U_{\text{ген}} = 8\text{В}$

Графіки на рис. 5.19 показують, амплітуда вихідної напруги ЄГ буде максимальною, коли значення частоти коливань вібростенда є рівним $\omega = 0.1$ рад/с (частота власних коливань ЄГ) для усіх $U_{\text{ген}} = 5, 7, 8$ В. Це - так званий “головний резонанс”. Результати співпадають з результатами аналітичних розрахунків та цифрового моделювання.

При збільшенні частоти коливань вібростенда напруга $U_{\text{ЄГ}}$ зменшується. Експериментально отримані характеристики $U_{\text{ЄГ}} = \psi(\omega)$ підтверджується формулою [60] $U_{\text{ЄГ}} = \frac{k_1 k_2 F_x}{\omega S_x}$, де $k_1 = d_{ij}$ – модуль, а k_2 – коефіцієнт пропорційності ніобату літію.

2. Дослідимо залежності амплітуди вихідної напруги, що знімається на виході індукційного перетворювача (ІП) $U_{\text{ІП}}$ від частоти коливань вібростенда ω при амплітудах напруги збудження $U_{\text{ген}} = 5, 7, 8$ В. Експериментальні дані записані у табл.5.3. Відповідно до даних табл. 5.3 побудовані графіки залежностей $U_{\text{ІП}} = \psi(\omega)$ для $U_{\text{ген}} = 5, 7, 8$ В, зображені на рис.5.20.

Таблиця 5.3

Залежності напруги на виході ІП від частоти коливань вібростенда при різних значеннях напруги збудження

| ω , рад/с | | 0.01 | 0.033 | 0.05 | 0.1 | 0.15 | 0.2 | 0.25 | 0.28 | 0.3 | 0.35 |
|---------------------|----------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| $U_{\text{ІП}}$, В | при $U_{\text{ген}} = 5\text{В}$ | 2.112 | 1.808 | 1.764 | 1.761 | 1.774 | 1.772 | 1.766 | 1.772 | 1.769 | 1.775 |
| | при $U_{\text{ген}} = 7\text{В}$ | 2.468 | 1.908 | 1.837 | 1.821 | 1.821 | 1.811 | 1.81 | 1.806 | 1.807 | 1.801 |
| | при $U_{\text{ген}} = 8\text{В}$ | 2.488 | 2.238 | 2.228 | 2.218 | 2.218 | 2.228 | 2.228 | 2.228 | 2.228 | 2.228 |

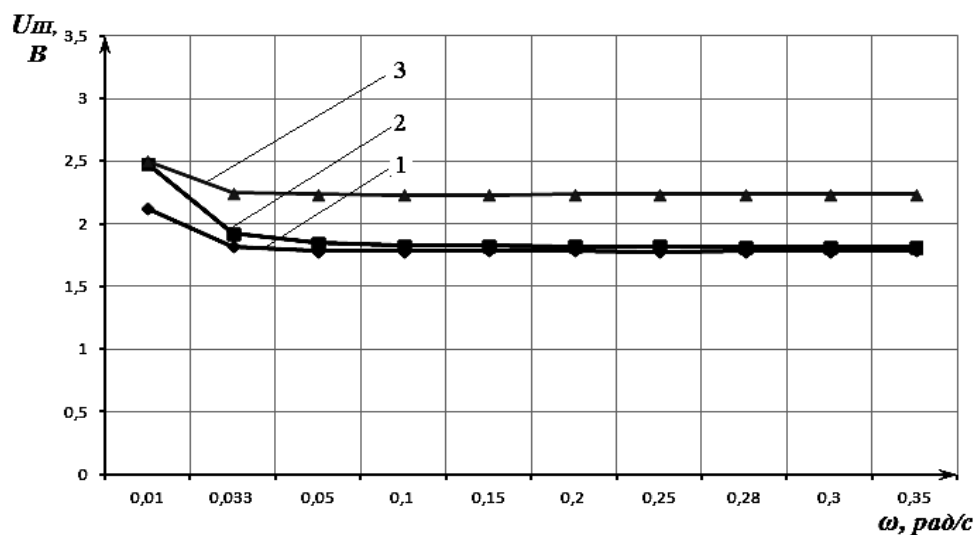


Рис. 5.20. Залежності напруги на виході ІІ від частоти коливань вібростенда при значеннях напруги збудження: 1 – при $U_{\text{ген}} = 5\text{В}$; 2 – при $U_{\text{ген}} = 7\text{В}$; 3 – при $U_{\text{ген}} = 8\text{В}$

Графіки на рис. 5.20 показують, що $U_{\text{ІІ}}$ не залежить від частоти коливань вібростенда та прямо пропорційна $U_{\text{ген}}$.

5.3. Рівняння руху ємнісного гравіметра у складі автоматизованої авіаційної гравіметричної системи

У розділі 2 знайдено рівняння руху АГС із ЄГ (2.1), яке використовується як основне робоче рівняння для експериментальних досліджень:

$$\Delta g = f_z + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - \cos^2 \varphi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi -$$

$$- 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \gamma_0, \quad (5.9)$$

де f_z – вихідний сигнал, що надходить з ЄГ; v – лінійна швидкість, з якою рухається ЛА; r – радіус, що характеризує місцезнаходження ЛА у геоцентричній системі координат; e – стиск референц-еліпсоїда; φ – географічна широта ЛА в даній точці; k – поточний курс ЛА; ω_3 – кутова швидкість, з якою обертається Земля; h – висота, на якій знаходиться ЛА відносно поверхні еліпсоїда; \dot{h} – вертикальна швидкість, з якою рухається ЛА; γ_0 – розрахункове значення, якому має дорівнювати прискорення сили тяжіння у даній точці.

Для знаходження середнього значення вихідного сигналу ЄГ АГС упродовж певного інтервалу вимірювання $(t_2 - t_1)$, скористаємося наступним виразом:

$$f_z = K_{\epsilon\Gamma} \left[\frac{x(t_2) - x(t_1)}{t_2 - t_1} \right], \quad (5.10)$$

де $K_{\epsilon\Gamma}$ – коефіцієнт передачі ЄГ; $x(t)$ – переміщення ІМ.

Рівняння, що використовується для визначення аномалії за допомогою ЄГ АГС має вигляд:

$$\Delta \bar{g} = K_{\Gamma\Gamma} \left[\frac{x(t_2) - x(t_1)}{t_2 - t_1} \right] + \frac{1}{t_2 - t_1} \left(\frac{\bar{v}^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - \cos^2 \bar{\varphi} \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 \bar{k}}{2} \right) \right] \right\} + \right.$$

$$+ 2\omega_3 \bar{v} \sin \bar{k} \cos \bar{\varphi} - 2\bar{h} \frac{e}{r} \bar{v} \cos \bar{k} \sin 2\bar{\varphi} \left. \right) + \frac{1}{t_2 - t_1} \left(2 \frac{\gamma_0 \bar{h}}{r} + \omega_3^2 \bar{h} \cos^2 \bar{\varphi} \right) -$$

$$- \frac{1}{t_2 - t_1} (\gamma_{0e} (1 + 0.0052884 \sin^2 \bar{\varphi} - 0.0000059 \sin^2 2\bar{\varphi}) - 0.0001387), \quad (5.11)$$

де $\Delta \bar{g}$, \bar{v} , $\bar{\varphi}$, \bar{k} , \bar{h} , $\bar{\dot{h}}$ – середні значення параметрів, обчислені упродовж інтервалу усереднення $(t_2 - t_1)$.

Отримане рівняння (5.11) може використовуватися у якості робочого для визначення аномалії Δg за допомогою ЄГ при проведенні аерогравіметричних вимірювань.

5.4. Отримання середніх значень даних про аномалії прискорення сили тяжіння

До складу рівняння руху (5.11) АГС входять середнє значення поправки Етвеша \bar{E} , вертикальної швидкості \bar{h} , поправки за висоту \bar{A} та питомої сили f_z .

Поправка Етвеша значно швидше змінюється для маршрутів уздовж меридіана, ніж уздовж паралелі. Цей факт враховується при обробці даних. При руху літального апарата уздовж меридіана усереднення проводиться за інтервали довжиною 15 секунд, а уздовж паралелі – 30 секунд.

Поправка за висоту. Середні значення поправок за висоту $\bar{A}(t_1, t_2)$ обчислюються згідно навігаційних даних. Аналогічно до поправки Етвеша, поправка за висоту \bar{A} змінюється достатньо повільно, тому для польотів можливе використання середнього значення \bar{A} , обчисленого за 30-секундні інтервали.

Зміни поправки за висоту \bar{A} зазвичай достатньо малі (до 30 мГал), тому при використанні кінцевих точок інтервалів замість набору значень всередині інтервалів зумовлює похибку поправки до 1/8 мГал за 1 годину польоту у найгіршому випадку.

Вертикальна швидкість. Середнє значення вертикальної швидкості при проведенні гравіметричних вимірювань у лабораторії не враховувалося у рівнянні з двох причин. Першою причиною є те, що лабораторні вимірювання проводяться на Землі, отже вертикальна швидкість відсутня. Другою ж є те, що при використанні у якості фільтра низьких частот нового ЄГ, похибка визначення $\bar{\Delta g}$, причиною якої є вертикальне прискорення, не перевищує 1 мГал.

Прискорення сили тяжіння. Інтервали часу, за які вимірюється прискорення сили тяжіння використовують найкоротші інтервали часу $t_2 - t_1$. Середнє значення сили f_z використовується для обчислення аномалії ПСТ $\bar{\Delta g}$.

Сигнал на виході ЄГ реєструвався 50 разів за 50 с, інші параметри (широта, довгота, курс, висота, швидкість) – також за 50 с.

5.5. Організація авіаційних гравіметричних вимірювань

Сьогодні провести реальні випробувальні дослідження ЄГ на ЛА в Україні не можливо. Тому наведемо стисло методику проведення авіаційних гравіметричних досліджень автоматизованої авіаційної гравіметричної системи з ЄГ на літаку ІЛ-18 (полігон “Анапа”), як це описано у [7]. Для досліджень можуть використовуватись наступні компоненти автоматизованої АГС.

1. Ємнісний гравіметр у якості чутливого елемента АГС.
2. БЦОМ “Орбіта 20701”.
3. Пристрій реєстрації параметрів — записуючий пристрій “БАКСИ”.
4. Система вимірювання навігаційних параметрів — використання комплексу, що складається з ІНС “І-11”, а також радіохвильової доплерівської системи РДС-2.

5. Система вимірювання висоти — використання комплексу, що складається з барометричного висотоміра УВД-30, а також радіовисотоміра РВ-20. Додатково використовується вимірювальний комплекс висотно-швидкісних параметрів ІВСП 1-7, що входить до складу штатного обладнання літака ІЛ-18 та задовольняє точнісним вимогам АГС.

Методика організації авіаційних гравіметричних вимірювань полягає у проведенні замірів над квадратами поверхонь розміром 2,5'x2,5' і 5'x5'. При цьому політ має відбуватися в основному уздовж паралелей з заданою шириною, а також меридіанів із заданою довготою. Середня довжина польоту уздовж однієї лінії становить від 450 до 650 км, а відстань між такими лініями — близько 30 кут. хв. При цьому курс та висота мають бути однаковими, а управління здійснюється за допомогою автопілота.

Програма випробувань складається з таких етапів: передполітна перевірка і калібрування приладів; калібрування характеристик висотоміра у процесі польоту; задання прямолінійного та рівномірного руху літака з використанням автопілота; процес вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння; виконання поворотів; післяполітна перевірка та калібрування приладів. Середній час, за

який проводиться один цикл випробувальних польотів, становить близько 5 год.

Під час передполітної перевірки та калібрування, які відбувається упродовж двох годин, необхідно відкалібрувати ЄГ, увімкнути контрольні годинники, перевірити та виставити гіростабілізовану платформу, налаштувати у вихідне положення астронавігаційну систему, провести калібрування горизонтальних акселерометрів, а також перевірити взаємодію всіх систем.

Після польоту необхідно здійснити перевірку і калібрування приладів в зворотній послідовності, повернути у вихідне положення та відмаркувати реєстратор запису, виставити у неробоче положення все обладнання, вимкнути джерела живлення.

При підйомі літака необхідно, щоб кут тангажу не перевищував 15° , а кут крену – 20° .

5.6. Калібрувальна характеристика ємнісного гравіметра

Калібрування гравіметра - сукупність операцій, що проводяться з метою визначення дійсних значень метрологічних характеристик цього засобу вимірювання [69].

Калібрування полягає у встановленні залежності між показами ЄГ і розміром вимірюваної величини ПСТ.

Калібрування може бути статичним і динамічним.

Статичне калібрування. є найбільш простим способом калібрування гравіметрів, призначених для виміру ПСТ у діапазоні від -1 g по +1 g, є використання зміни g за допомогою зміни кута нахилу осі чутливості гравіметра.

Динамічне калібрування необхідне у тих випадках, коли прилади використовуються для виміру вібраційних і ударних процесів і їх конструкція не дозволяє робити градування у статичному режимі. Але відомо, що авіаційні гравіметричні вимірювання проводяться в умовах, найбільш сприятливих при мінімальній турбулентності повітря, коли ЛА працює на автопілоті на прямолінійних проміжках траєкторії руху. При цьому, можливість ударів та надзвичайних вібрацій виключена. Тому динамічне калібрування ми розглядати не будемо.

Зручним приладом для проведення статичного калібрування є *оптична ділильна головка* типу ОДГ-60, що забезпечує відлік кута з точністю до 1 град.

Калібрування – це метрологічна операція, за допомогою якої для ЄГ будується відповідна калібрувальна крива. Для проведення калібрування ЄГ використаємо лабораторну установку (рис.5.21).

Установка (рис.5.21) складається з оптичної ділильної головки 1, ЄГ 2, що встановлений на кронштейні 3, блоку підсилювача 4, модуля вводу-виводу 5, а також ЕОМ 6.

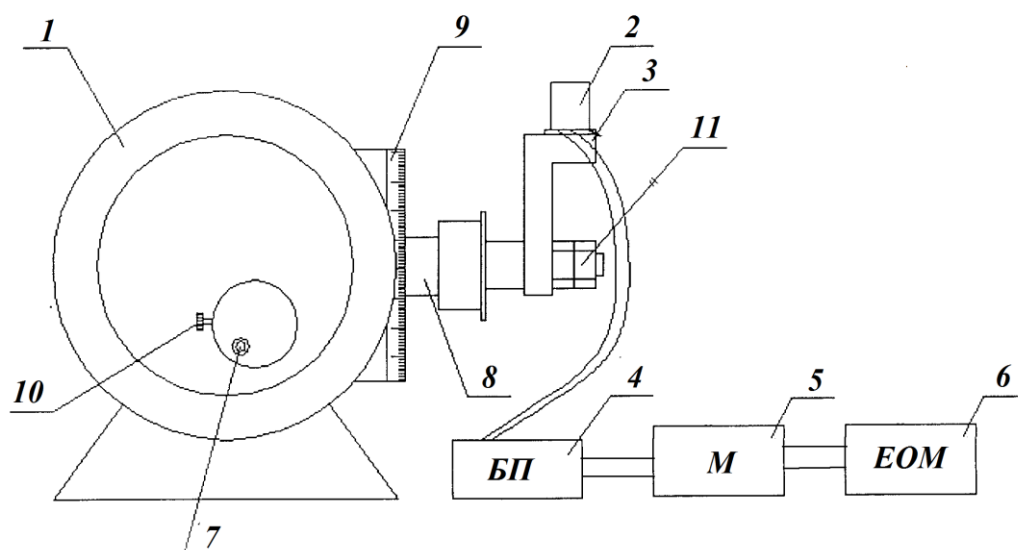


Рис. 5.21. Лабораторна установка для калібрування ЄГ: 1 – оптична ділительна головка; 2 – досліджуваний ЄГ; 3 – кронштейн; 4 – блок підсилювача; 5 – модуль вводу-виводу; 6 – ЕОМ; 7,10 – ручки повороту; 8 – вал; 9 – шкала відліку; 11 – прижимні гайки

Калібрування ЄГ відбувається при нахилі його вимірювальної осі OZ на деякий кут α_z за допомогою оптичної ділительної головки (рис. 5.22). Це реалізується за рахунок повертання ручки 7 оптичної ділительної головки 1. За рахунок цього повертається вал 8, на якому розташований кронштейн 3, а також закріплений на ньому ЄГ 2. Кут повороту α_z визначається за відліковою шкалою 9. Сигнал на виході ЄГ відображається на ЕОМ 6.

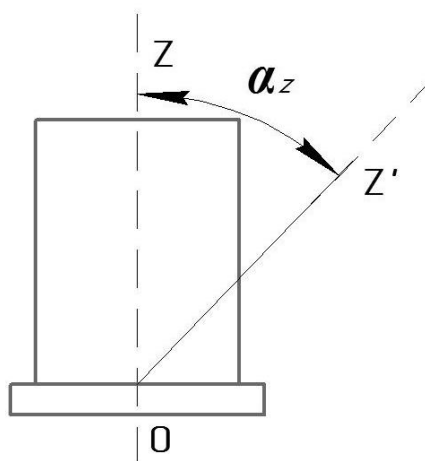


Рис. 5.22. Кут нахилу ЄГ АГС

Результати градуювання ЄГ g_{zEKCP} , отримані експериментальним шляхом, занесемо у табл. 5.4 і проведемо їх порівняння з аналітичними розрахунками

($g_{zTEOP} = g \cdot \cos \alpha_z$). За результатами зобразимо графіки залежностей сигналу ЄГ g_z від кута повороту α_z (рис.5.23).

Таблиця 5.4

Калібрувальна таблиця ЄГ АГС

| α_z , град | g_{zTEOP} , мГл | $g_{zEКСП}$, мГал | Відхилення експер. від теор. по моду- лю, мГал | Відхилення від поточного зна- чення g , % |
|----------------------|-------------------|--------------------|---|---|
| 0 | 981100.246 | 981100.245 | 0.001 | 0 |
| 10 | 966195.037 | 966195.014 | 0.023 | 1.52 |
| 20 | 921932.664 | 921932.545 | 0.119 | 6.03 |
| 30 | 849657.739 | 849657.962 | 0.223 | 13.39 |
| 40 | 751566.391 | 751566.793 | 0.402 | 23.40 |
| 50 | 630639.081 | 630639.582 | 0.501 | 35.72 |
| 60 | 490550.128 | 490549.41 | 0.718 | 50.01 |
| 70 | 335556.051 | 335556.941 | 0.890 | 65.79 |
| 80 | 17364.798 | 17365.705 | 0.907 | 98.23 |
| 90 | 0 | 0 | 0 | 100 |

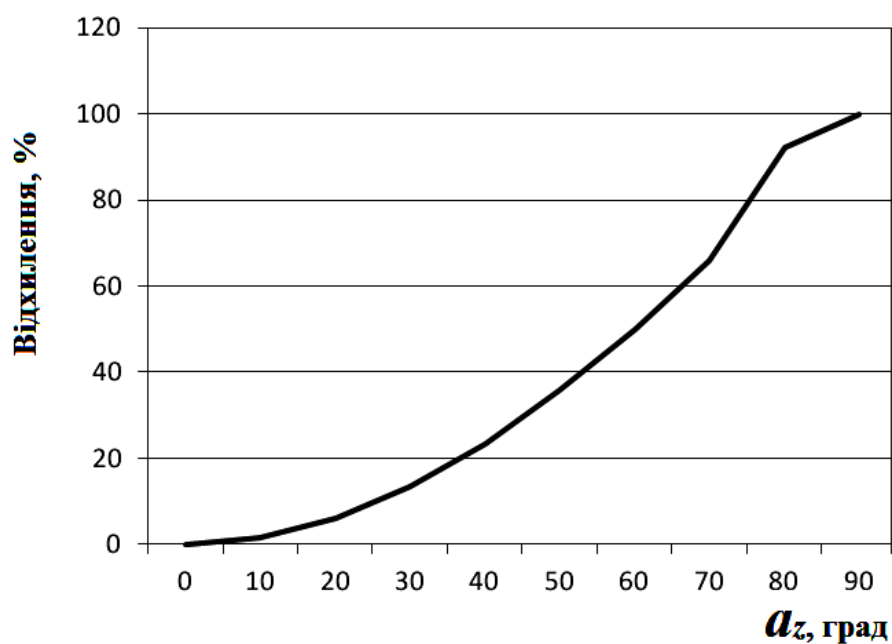


Рис. 5.23. Графік залежності відхилення прискорення сили тяжіння від поточного значення при зміні відхилення вимірювальної осі ЄГ α_z

Як видно із табл. 5.4, різниця між аналітичними та експериментальними значеннями ПСТ, пов'язаними з відхиленням вимірювальної осі ЄГ на кут α_z , не перевищує 1 мГал. Вихідні покази ЄГ та величина його похибки прямо пропорційна куту повороту вимірювальної осі ЄГ.

5.7. Визначення базових параметрів роботи макету

Установка розташована у НТУУ «КПІ», GPS координати якого: довгота: 30.461244^0 ; широта: 50.449251^0 .

Враховуючи:

$$\gamma_0 = \gamma_{0e}(1 + 0.0052884 \sin^2 \phi - 0.0000059 \sin^2 2\phi) - 0,0001387$$

Знаходимо за координатами довідкове значення гравітаційного прискорення $\gamma_{КПІ}$:

$$\begin{aligned} \gamma_{КПІ} = & 9.78049(1 + 0.0052884 \sin^2(50.449251) - \\ & - 0.0000059 \sin^2(2 \cdot 50.449251)) - 0.0001387 = 9.81109506 \text{ м / с}^2. \end{aligned} \quad (5.12)$$

Вісь гравіметра було встановлено у вертикальне положення. Випробування було проведено на вібростенді (на рис. 5.3).

5.8. Проведення експерименту

Реєстрація та обробка даних проводилась на ЕОМ, а результати їх обробки наведено у табл. 5.5. Період спостереження рівний 50 с.

Для кожного випадку розраховано систематичну похибку Δ_g :

$$\Delta_g = \left| \overline{g_{експ}}(t) - \gamma_{КПД} \right|, \quad (5.13)$$

де $\overline{g_{експ}}(t)$ – середнє значення сигналу на виході ЄГ, яке отримано у ході експерименту:

$$\overline{g_{експ}}(t) = \frac{1}{N_{експ} + 1} \sum_{i=0}^{N_{експ}} \overline{g(t_i)}, \quad (5.14)$$

де $N_{експ}$ – кількість вимірювань за 50 с; $g(t_i)$ – i -те значення сигналу на виході ЄГ.

Абсолютна похибка вимірювання $\Delta_{g_{експ}}$:

$$\Delta_{g_{експ}} = \frac{\sigma_{\overline{g_{експ}}}}{\sqrt{N_{експ}}} t_p; \quad (5.15)$$

$$\sigma_{\overline{g_{експ}}} = \sqrt{\frac{1}{N_{експ}} \sum_{i=0}^{N_{експ}} \left[\overline{g(t_i)} - \overline{g_{експ}} \right]^2};$$

$$t_p = qt(p, d),$$

де $t_p = qt(p, d)$ – коефіцієнт оберненого розподілу Стюдента; $\sigma_{\overline{g_{експ}}}$ – середньоквадратичне відхилення $\overline{g_{експ}}(t)$.

З табл. 5.5 можна зробити наступні висновки:

- за відсутності вібрації вібростенду сигнал на виході ЄГ співпадає з довідковим значенням гравітаційного прискорення з точністю $\Delta_g = 0.00006$ мГал;
- для поступальних вібрацій вібростенду до 10 рад/с точність вимірювання ПСТ за допомогою ЄГ рівна $\Delta_{g_{експ}} = 1$ мГал.

Таблиця 5.5

Похибки ЄГ, зумовлені вібраціями основи

| ω , рад/с | $\overline{g_{експ}}(t)$, мГал | $\Delta_{g_{експ}}$, мГал | Δ_g , мГал |
|------------------|---------------------------------|----------------------------|-------------------|
| 0 | 981109.5063 | 0.001136 | 0.00006001 |
| 0.5 | 981112.4249 | 0.006184 | 2.91861022 |
| 1.0 | 981112.5601 | 0.048067 | 3.05381611 |
| 5.0 | 981114.9024 | 0.581020 | 5.3961112 |
| 10.0 | 981118.4049 | 0.851001 | 8.8986361 |
| 30.0 | 981122.5773 | 2.764100 | 13.0710563 |

З результатів цифрового моделювання (див. розділ 4) відомо, що резонанс може виникати на наступних частотах: $\omega_0 = 0.033; 0.05; 0.1; 0.2; 0.3$ рад/с. При цьому максимальне значення спектру збурюючих поступальних вібраційних прискорень ЛА спостерігається при частоті 1640 рад/с. Тому на менших значеннях частот амплітуди таких прискорень є значно меншими. Результати наведено у табл. 5.6. Отримані дані дозволяють зробити висновок, що ЄГ здатний забезпечити точність $\Delta_{g_{експ}} = 1$ мГал навіть при резонансних режимах роботи.

Порівняння результатів експериментальних досліджень та цифрового моделювання дозволяє зробити висновок, що вони співпадають (рис. 5.24).

Таблиця 5.6

Похибки ЄГ, зумовлені резонансними режимами роботи

| ω , рад/с | $\overline{g_{експ}}(t)$, мГал | $\Delta_{g_{експ}}$, мГал | Δ_g , мГал |
|------------------|---------------------------------|----------------------------|-------------------|
| 0 | 981109.5063 | 0.001136 | 0.00006 |
| 0.033 | 981109.6349 | 0.191160 | 0.128636 |
| 0.05 | 981109.7101 | 0.378130 | 0.203863 |
| 0.1 | 981110.3101 | 0.962309 | 0.803863 |
| 0.2 | 981110.7264 | 0.411891 | 1.220125 |
| 0.3 | 981111.6189 | 0.384961 | 2.112581 |

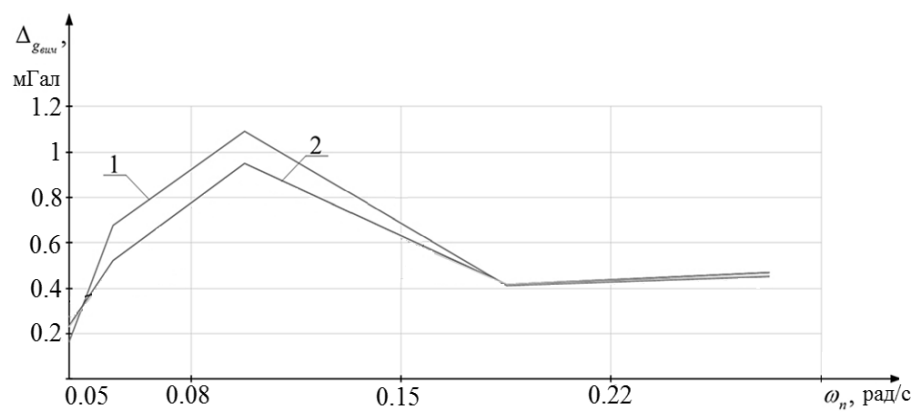


Рис. 5.24. Порівняння результатів експериментальних досліджень та цифрового моделювання:
1 – цифрове моделювання; 2 – експеримент

5.9. Визначення метрологічних характеристик ємнісного гравіметра

За відсутності лінійних та кутових вібрацій, ЄГ можна використовувати в якості наземного гравіметра. При цьому похибка ЄГ за відсутності збурень складає 0.00006 мГал.

Отже, статична характеристика ЄГ у якості наземного гравіметра складає:

$$\bar{g}_{\text{ЄГ}} = \overline{g_{\text{експ}}} \pm 6 \cdot 10^{-5} \text{ мГал.} \quad (5.16)$$

За наявності динамічних збурень, ЄГ працює як гравіметр АГС із точністю:

$$\bar{g}_{\text{ЄГАГС}} = \overline{g_{\text{експ}}} \pm 1 \text{ мГал.} \quad (5.17)$$

Відносна похибка ЄГ АГС рівна:

$$\delta_g = \frac{\Delta_g}{g_{\text{експ}}} \cdot 100\% = \frac{1}{981100.37556} \cdot 100\% = 1.019 \cdot 10^{-4}\%. \quad (5.18)$$

ЄГ у складі АГС вимірює зміну аномалії Δg у реальному часі. Обмеженням його швидкодії є лише можливості сучасних ЕОМ, тому вона досить висока.

ЄГ АГС експлуатується в наступних умовах: температура навколишнього середовища ($-40 \dots +75$) °C; атмосферний тиск (85000...115000) Па ; відносна вологість $50 \pm 35\%$.

Клас точності ЄГ АГС: на землі абсолютна похибка ЄГ складає $\Delta_g = 0.00006$ мГал, а на ЛА – 1 мГал. Такі параметри відповідають найвищому класу точності.

5.10. Висновки до розділу 5

5.10.1. Створено лабораторну установку для експериментальних досліджень ЄГ та визначено основні положення методики проведення.

5.10.2. Експериментально отримано залежності амплітуд вихідної напруги ЄГ, а також ІІ від частоти коливань вібростенда. При цьому підтверджено явище “головного резонансу”, яке характеризується тим, що максимальна амплітуда напруги на виході ЄГ U_{EG} спостерігається, коли частота коливань вібростенду рівна частоті власних коливань ЄГ. При збільшенні частоти коливань вібростенда напруга на виході ЄГ U_{EG} зменшується.

5.10.3. Проведено градуювання ЄГ АГС з подальшим зображенням його характеристики. Встановлено. Що вихідні покази ЄГ та величина його похибки прямо пропорційні куту повороту вимірювальної осі ЄГ.

5.10.4. Наведено опис авіаційних гравіметричних вимірювань з використанням АГС із новим ЄГ.

5.10.5. Визначено похибку ЄГ при роботі в умовах лабораторії. Вона становить 0,00006 мГал.

5.10.6. Шляхом експериментального дослідження встановлено, що ЄГ здатний забезпечити точність $\Delta_{g_{експ}} = 1$ мГал навіть при резонансних режимах роботи, при цьому систематична похибка ЄГ максимальна при $\omega = 3\omega_0 = 0.3$ рад/с, але її значення не впливає на точність проведення вимірювань.

ВИСНОВКИ

В роботі вирішено задачу збільшення точності та швидкодії вимірювань гравітаційного прискорення та гравітаційної аномалії використанням нового ємнісного гравіметра автоматизованої авіаційної гравіметричної системи. Отримано наступні нові результати:

1. Розроблено та досліджено новий ємнісний гравіметр АГС більшої точності (1 мГал) порівняно з відомими (2 – 10 мГал);
2. Запропоновано принципову схему нового ємнісного гравіметра АГС, за рахунок якої забезпечується підвищення точності вимірювання g у 2 рази;
3. Отримано математичну модель нового ЄГ АГС;
4. Запропоновано АГС із ємнісним гравіметром, яка забезпечує підвищення точності у 2 рази та швидкодії у 10 разів вимірювання g або Δg , порівняно із відомими системами, та також відсутність у її корисному сигналі значення основної завади \ddot{h} ;
5. Визначено та досліджено основні похибки ємнісного гравіметра, запропоновано заходи по їх зменшенню;
6. Вирішено задачу фільтрації вихідного сигналу ЄГ АГС заданням частоти власних коливань ЄГ, рівною частоті у точці перетину графіків спектральних щільностей корисного сигналу g та сигналу основної завади \ddot{h} ;
7. Встановлено шляхом моделювання на ЕОМ режимів роботи, які можуть бути резонансними, а тому є найбільш небезпечними ($\omega=\omega_0$, $\omega=2\omega_0$, $\omega=3\omega_0$, $\omega=\omega_0/2$, $\omega=\omega_0/3$), що резонанс виникає тільки при $\omega=\omega_0=0,1$ рад/с, при збільшенні коефіцієнта демпфірування до 0,705 резонанс зникає;
8. Показано, що використаний апарат нейронних мереж забезпечує зменшення залишкових похибок від \ddot{h} та інструментальних похибок нового ЄГ;
9. Запропоновано нові алгоритм та методику досліджень g та Δg ємнісним гравіметром АГС;
10. Створено новий лабораторний стенд. Проведено експериментальні дослідження нового ємнісного гравіметра;

11. Підтверджено точність вимірювань ємнісного гравіметра 1 мГал збіжністю аналітичних розрахунків, результатів експериментальних досліджень та цифрового моделювання.

ДОДАТКИ

Додаток А

Акти впровадження результатів дисертаційної роботи

A.1

Акт впровадження результатів дисертації у виробництво

Публічне акціонерне товариство
«Науково-виробниче об'єднання
«КИЇВСЬКИЙ ЗАВОД
АВТОМАТИКИ
ім. Г.І. ПЕТРОВСЬКОГО»



Public Joint Stock Company
«Research-and-Production Association
«KYIV AUTOMATICS PLANT
n.a. G. PETROVSKY»

вул. Старокиївська, 10, м. Київ, 04116, Україна
Тел./факс: +38 044 236-62-75

10, Starokyivska str., Kyiv, 04116, Ukraine
Tel/fax: +38 044 236-62-75

<http://www.kza.com.ua> E-mail: kza@kza.com.ua

_____ 201__ р. вих. № / _____

АКТ

впровадження основних положень дисертаційної роботи

Козька Костянтина Сергійовича

Цим підтверджується, що результати наукових досліджень, які опубліковані у наукових працях та узагальнені у дисертації на здобуття вченого ступеня кандидата технічних наук Козька Костянтина Сергійовича «Ємнісний гравіметр автоматизованої авіаційної гравіметричної системи» використані при дослідженні шляхів підвищення точності та швидкодії вимірювань гравітаційних прискорень, а також впроваджені у дослідження по тематиці ПАТ «НВО «Київський завод автоматики ім. Г. І. Петровського» при участі автора.

Акт не є підставою до взаємних фінансових розрахунків.

Перший заступник
Голови Правління
Головний інженер



В.Г. Цірук

Додаток Б

Матеріали патенту на винахід “Сенсорна система моніторингу сейсмічної активності”



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **102352** (13) **C2**
(51) МПК
G01V 1/22 (2006.01)

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

| | | | |
|---|----------------------|--|--|
| (21) Номер заявки: | а 2012 09284 | (72) Винахідник(и): | Безвесільна Олена Миколаївна (UA), Козько Костянтин Сергійович (UA) |
| (22) Дата подання заявки: | 30.07.2012 | (73) Власник(и): | ЖИТОМИРСЬКИЙ ДЕРЖАВНИЙ ТЕХНОЛОГІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ, вул. Черняхівського, 103, м. Житомир, 10005 (UA) |
| (24) Дата, з якої є чинними права на винахід: | 25.06.2013 | (56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою: | UA 15563 C1; 30.06.1997 SU 1808132 A3; 07.04.1993 RU 2288487 C1; 27.11.2006 RU 2451955 C1; 27.05.2012 CN 202204937 U; 25.04.2012 CN 2657017 Y; 17.11.2004 US 2009086797 A1; 02.04.2009 GB 2395630 A; 26.05.2004 |
| (41) Публікація відомостей про заявку: | 10.04.2013, Бюл.№ 7 | | |
| (46) Публікація відомостей про видачу патенту: | 25.06.2013, Бюл.№ 12 | | |

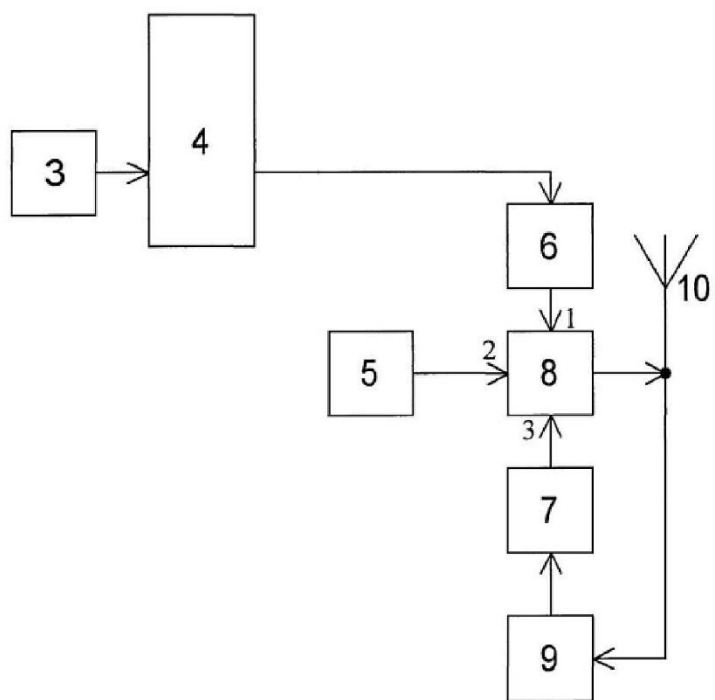
(54) БЕЗДРОТОВА СИСТЕМА МОНІТОРИНГУ СЕЙСМІЧНОЇ АКТИВНОСТІ

(57) Реферат:

Бездротова система моніторингу сейсмічної активності належить до радіоелектроніки може бути використана у геофізичній інформаційно-вимірjuвальній апаратурі для контролю сейсмічної активності, сейсмічної розвідки, а також контролю впливу та активності об'єктів, які створюють сейсмічні коливання. Система містить сейсмостанцію та n модулів ($n=1, 2, 3, \dots$), кожен з яких містить сейсмодатчик та ключ. До складу модуля додатково введені передавач, приймач, модулятор, задавальний генератор, антену і мікропроцесор. Виводи модулятора модуля та задавального генератора модуля підключені до першого та другого входів передавача модуля відповідно. Ключ підключений входом до приймача модуля, а виходом до третього входу передавача модуля, вихід якого та вхід приймача модуля з'єднані з антеною модуля. Вихід сейсмодатчика підключений до входу мікропроцесора модуля, вихід якого з'єднаний із входом модулятора модуля. Сейсмостанція містить антену сейсмостанції, з'єднану із входом приймача сейсмостанції, вихід якого з'єднаний з першим входом мікропроцесора сейсмостанції, третій вихід якого з'єднаний із входом ЕОМ. Вихід ЕОМ з'єднаний з другим входом мікропроцесора сейсмостанції, перший вихід якого з'єднаний із входом задавального генератора сейсмостанції, вихід якого з'єднаний з першим входом передавача сейсмостанції, вихід якого з'єднаний із входом приймача сейсмостанції і антеною сейсмостанції. Другий вихід передавача сейсмостанції з'єднаний з виходом модулятора сейсмостанції, вихід якого з'єднаний з другим виходом мікропроцесора сейсмостанції. Технічним результатом є збільшення мобільності системи та надійності роботи, зниження собівартості встановлення кожного окремого модуля, доступ до модулів у довільному порядку та підвищення точності та швидкодії обробки інформації.

UA 102352 C2

UA 102352 C2



Фиг. 2

UA 102352 C2

Винахід належить до галузі вимірювання прискорень і може бути використаний у геофізичній інформаційно-вимірювальній апаратурі для контролю сейсмічної активності, сейсмічної розвідки, а також контролю впливу та активності об'єктів, які створюють сейсмічні коливання.

5 Відомо багатоканальна система збору та ущільнення сейсмічної інформації [1], що належить до галузі вимірювання прискорень і може бути використана у геофізичній інформаційно-вимірювальній апаратурі для контролю сейсмічної активності, сейсмічної розвідки, а також контролю впливу та активності об'єктів, які створюють сейсмічні коливання, обрана як прототип винаходу. Система-прототип, як і запропонована система, містить сейсмостанцію та n модулів, кожен з яких містить сейсмодатчик та ключ.

10 Але, на відміну від системи, що заявляється, система-прототип містить генератор імпульсної послідовності, узгоджуючий трансформатор, блок формування скидання та лічильник імпульсів, а також дровове з'єднання. В результаті, система-прототип має неприпустимо низькі мобільність та надійність роботи, високу собівартість системи та неможливість доступу до модулів у довільному порядку, низькі точність та швидкодію обробки інформації.

15 В основу винаходу поставлена задача вдосконалення багатоканальної системи збору та ущільнення сейсмічної інформації, щоб забезпечити збільшення мобільності системи та надійності роботи, зниження собівартості встановлення кожного окремого модуля, доступ до модулів у довільному порядку та підвищення точності та швидкодії обробки інформації.

20 Поставлена задача вирішується тим, що у багатоканальну систему збору та ущільнення сейсмічної інформації, що містить сейсмостанцію та n модулів ($n=1, 2, 3, \dots$), кожен з яких містить сейсмодатчик та ключ, введені нові суттєві ознаки. Згідно з винаходом, до складу модуля додатково введені передавач модуля, приймач модуля, модулятор модуля, задавальний генератор модуля, антена модуля і мікропроцесор модуля, причому виходи модулятора модуля та задавального генератора модуля підключені до першого та другого входів передавача модуля відповідно, а ключ підключений входом до приймача модуля, а виходом до третього входу передавача модуля, вихід якого та вхід приймача модуля з'єднані з антеною модуля, причому вихід сейсмодатчика підключений до входу мікропроцесора модуля, вихід якого з'єднаний із входом модулятора модуля.

30 Крім того, згідно з винаходом, сейсмостанція містить антену сейсмостанції, з'єднану із входом приймача сейсмостанції, вихід якого з'єднаний з першим входом мікропроцесора сейсмостанції, третій вихід якого з'єднаний із входом EOM, вихід якої з'єднаний з другим входом мікропроцесора сейсмостанції, перший вихід якого з'єднаний із входом задавального генератора сейсмостанції, вихід якого з'єднаний з першим входом передавача сейсмостанції, вихід якого з'єднаний із входом приймача сейсмостанції і антеною сейсмостанції, а другий вихід передавача сейсмостанції з'єднаний з виходом модулятора сейсмостанції, вхід якого з'єднаний з другим виходом мікропроцесора сейсмостанції.

35 Відсутність дровового з'єднання та заміна його бездротовим зв'язком дозволяє підвищити мобільність системи та зменшити кошти на встановлення модулів за рахунок відсутності витрат на провідники. Також за рахунок бездротового з'єднання підвищується надійність системи, адже втрата зв'язку з одним модулем не впливає на зв'язок з іншими. Використання бездротового зв'язку та ключа, підключеного до приймача модуля, дозволяє забезпечувати доступ до модулів у довільному порядку, а використання мікропроцесора модуля у якості блока керування дозволяє підвищити точність та швидкодію.

45 Суть винаходу пояснюється кресленнями. Перелік креслень:

фіг. 1 - загальна блок-схема системи;

фіг. 2 - блок-схема модуля;

фіг. 3 - блок-схема сейсмостанції.

50 Бездротова система моніторингу сейсмічної активності (фіг. 1) містить сейсмостанцію 1 (фіг. 3) та n модулів $2_1, 2_2, \dots, 2_n$ (фіг. 2). Кожен модуль містить сейсмодатчик 3 та ключ 7. До складу кожного модуля додатково введені передавач 8 модуля, приймач 9 модуля, модулятор 6 модуля, задавальний генератор 5 модуля, антена 10 модуля і мікропроцесор 4 модуля, причому виходи модулятора 6 модуля та задавального генератора 5 модуля підключені до першого та другого входів передавача 8 модуля відповідно, а ключ 7 підключений входом до приймача 9 модуля, а виходом до третього входу передавача 8 модуля, вихід якого та вхід приймача 9 модуля з'єднані з антеною 10 модуля, причому вихід сейсмодатчика 3 підключений до входу мікропроцесора 4 модуля, вихід якого з'єднаний із входом модулятора 6 модуля.

60 Сейсмостанція 1 (фіг. 3) містить антену 11 сейсмостанції, з'єднану із входом приймача 12 сейсмостанції, вихід якого з'єднаний з першим входом мікропроцесора 16 сейсмостанції, третій вихід якого з'єднаний із входом EOM 17, вихід якої з'єднаний з другим входом мікропроцесора

UA 102352 C2

16 сейсмостанції, перший вихід якого з'єднаний із входом задавального генератора 15 сейсмостанції, вихід якого з'єднаний з першим входом передавача 13 сейсмостанції, вихід якого з'єднаний із входом приймача 12 сейсмостанції і антеною 11 сейсмостанції, а другий вихід передавача 13 сейсмостанції з'єднаний з виходом модулятора 14 сейсмостанції, вхід якого з'єднаний з другим виходом мікропроцесора 16 сейсмостанції.

Система працює наступним чином. Мікропроцесор 16 сейсмостанції передає до задавального генератора 15 сейсмостанції 1 керуючу напругу, яка відповідає одному з модулів 2_n . В результаті задавальний генератор 15 сейсмостанції змінює частоту. Мікропроцесор 16 сейсмостанції подає контролюючий сигнал на модулятор 14 сейсмостанції, який вмикає модуль 2_n . Результуючий сигнал з модулятора 14 сейсмостанції іде на передавач 13 сейсмостанції. Передавач 13 сейсмостанції передає сигнал на приймач 9 модуля за допомогою антени 11 сейсмостанції.

Приймач 9 модуля має коливальний контур. Він налаштований на певну частоту. Коли сигнал певної частоти, що передається з сейсмостанції 1, надходить на антену 10 модуля, відповідає частоті приймача 9 модуля, модульований сигнал іде на ключ 7, який вмикає вихідний каскад передавача 8 модуля. Сейсмодатчик 3, мікропроцесор 4 модуля, задавальний генератор 5 модуля і модулятор 6 модуля працюють постійно. Коли вихідний каскад передавача 8 модуля ввімкнений, модуль 2_n передає сигнал на сейсмостанцію 1.

Сейсмостанція 1 приймає сигнал з відповідного модуля 2_n за допомогою антени 11 сейсмостанції та приймача 12 сейсмостанції. Опрацьовує його, передає за допомогою інтерфейсу зв'язку на ЕОМ 17 і змінює частоту передавача 13 сейсмостанції для перевірки наступного модуля 2_n . Цикл продовжується, доки всі модулі $2_1, 2_2, \dots, 2_n$ не будуть перевірені.

Модуль 2_n працює за рахунок джерела живлення, яке складається з акумуляторної батареї або сонячного елемента чи їх комбінації, причому у такому випадку обидва елементи живлення з'єднані паралельно.

У випадку, коли відповідний модуль 2_n не відповідає протягом певного часу, сейсмостанція 1 передає сигнал на ЕОМ. Він сповіщає про необхідність заміни модуля 2_n . Якщо потужність сигналу, що приймається з модуля 2_n , менша за мінімальну, сейсмостанція 1 передає сигнал, який сповіщає про необхідність діагностики модуля 2_n .

Перевірка модулів $2_1, 2_2, \dots, 2_n$ відбувається через певні інтервали часу або за запитом користувача з ЕОМ.

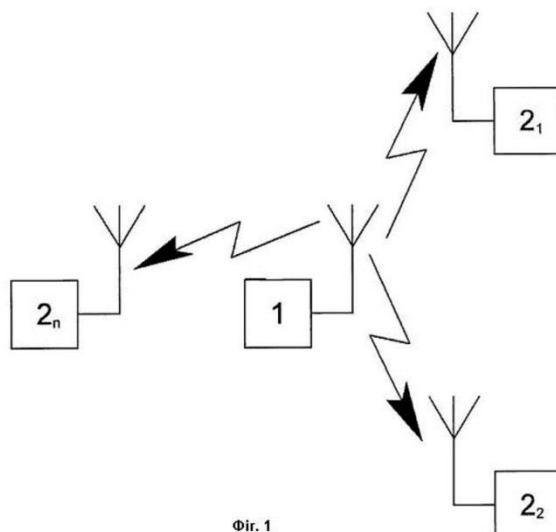
Джерела інформації

1. Патент України № 15563 «Багатоканальна система збору та ущільнення сейсмічної інформації», G 01 V 1/22, Бюл. №3, 1997.

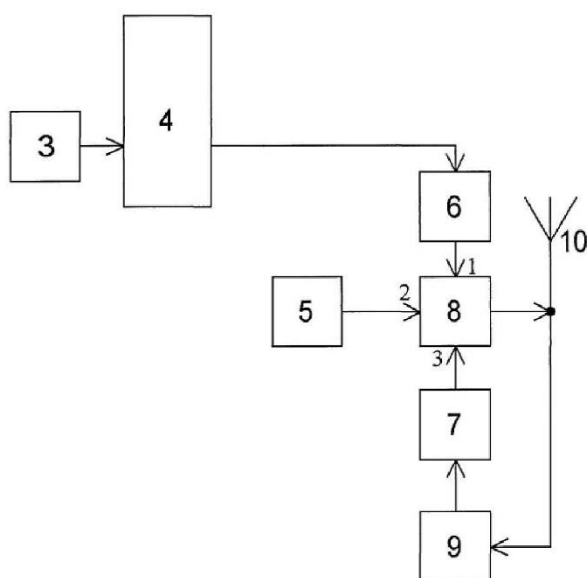
ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

Бездротова система моніторингу сейсмічної активності, що містить сейсмостанцію (1) та n модулів ($2_1, 2_2, \dots, 2_n$), кожен з яких містить сейсмодатчик (3) та ключ (7), яка відрізняється тим, що до складу модуля додатково введені передавач (8), приймач (9), модулятор (6), задавальний генератор (5), антена (10) і мікропроцесор (4), причому виходи модулятора (6) та задавального генератора (5) підключені до першого та другого входів передавача (8) відповідно, а ключ (7) підключений входом до приймача (9), а виходом до третього входу передавача (8), вихід якого та вхід приймача (9) з'єднані з антеною (10), причому вихід сейсмодатчика (3) підключений до входу мікропроцесора (4), вихід якого з'єднаний із входом модулятора (6), при цьому сейсмостанція (1) містить антену (11), з'єднану із входом приймача (12), вихід якого з'єднаний з першим входом мікропроцесора (16), третій вихід якого з'єднаний із входом ЕОМ (17), вихід якої з'єднаний з другим входом мікропроцесора (16), перший вихід якого з'єднаний із входом задавального генератора (15), вихід якого з'єднаний з першим входом передавача (13), вихід якого з'єднаний із входом приймача (12) і антеною (11), а другий вихід передавача (13) з'єднаний з виходом модулятора (14), вхід якого з'єднаний з другим виходом мікропроцесора (16).

UA 102352 C2

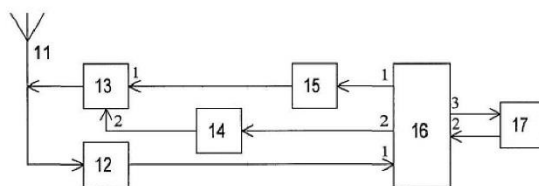


Φir. 1



Φir. 2

UA 102352 C2



Фіг. 3

 Комп'ютерна верстка С. Чулій

 Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Урицького, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

 ДП "Український інститут промислової власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601

Додаток В

Матеріали патенту на винахід “Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння”

(11) 105122

(19) UA

(51) МПК
G01V 7/16 (2006.01)

(21) Номер заявки: а 2013 04061

(22) Дата подання заявки: 01.04.2013

(24) Дата, з якої є чинними
права на винахід: 10.04.2014(41) Дата публікації відомостей
про заявку та номер
бюлетеня: 25.12.2013,
Бюл. № 24(46) Дата публікації відомостей
про видачу патенту та
номер бюлетеня: 10.04.2014,
Бюл. № 7(72) Винахідники:
Безвесільна Олена
Миколаївна, UA,
Ткачук Андрій Геннадійович,
UA,
Козько Костянтин
Сергійович, UA(73) Власник:
ЖИТОМИРСЬКИЙ
ДЕРЖАВНИЙ
ТЕХНОЛОГІЧНИЙ
УНІВЕРСИТЕТ,
вул. Черняхівського, 103, м.
Житомир, 10005, UA

(54) Назва винаходу:

**АВІАЦІЙНА ГРАВІМЕТРИЧНА СИСТЕМА ДЛЯ ВИМІРЮВАНЬ АНОМАЛІЙ ПРИСКОРЕННЯ СИЛИ
ТЯЖІННЯ**

(57) Формула винаходу:

Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння, що містить гравіметр (1), систему (2) визначення поточних навігаційних параметрів і вимірювач (3) поточної висоти, виходи яких підключені до входів бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ) (4), причому гравіметр (1) встановлений на горизонтальній стабілізованій платформі (ГСП) (5), осі якої забезпечені двигунами (14), (15), яка відрізняється тим, що введені два лінійні акселерометри (16), (17), розташовані на ГСП (5) та підключені до входів БЦОМ (4), виходи якої підключені до входів двигунів (14), (15), а чутливий елемент гравіметра (1) розміщений у герметичному корпусі (6) і виконаний у вигляді верхньої (7) та нижньої (8) металевих обкладок, розділених діелектриком (9), причому верхня металева обкладка (7) з'єднана з герметичним корпусом (6) через перший ізолятор (10), а нижня металева обкладка (8) з'єднана через другий ізолятор (11) із пружною мембраною (12), до якої прикріплена сейсмічна маса (13).

(11) 105122

Пронумеровано, прошито металевими
люверсами та скріплено печаткою
2 арк.
10.04.2014

Уповноважена особа



(підпис)



ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **105122** (13) **C2**
(51) МПК
G01V 7/16 (2006.01)

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД

| | |
|--|---|
| (21) Номер заявки: а 2013 04061 | (72) Винахідник(и): Безвесільна Олена Миколаївна (UA), Ткачук Андрій Геннадійович (UA), Козько Костянтин Сергійович (UA) |
| (22) Дата подання заявки: 01.04.2013 | (73) Власник(и): ЖИТОМИРСЬКИЙ ДЕРЖАВНИЙ ТЕХНОЛОГІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ, вул. Черняховського, 103, м. Житомир, 10005 (UA) |
| (24) Дата, з якої є чинними права на винахід: 10.04.2014 | (56) Перелік документів, взятих до уваги експертизою: UA 79874 C2; 25.07.2007 RU 93034116 A; 20.12.1995 RU 2010132599 A; 10.02.2012 RU 2056641 C1; 20.03.1996 GB 2481643 A; 04.01.2012 WO 95/05576; 23.02.1995 |
| (41) Публікація відомостей про заявку: 25.12.2013, Бюл.№ 24 | |
| (46) Публікація відомостей про видачу патенту: 10.04.2014, Бюл.№ 7 | |

(54) АВІАЦІЙНА ГРАВІМЕТРИЧНА СИСТЕМА ДЛЯ ВИМІРЮВАНЬ АНОМАЛІЙ ПРИСКОРЕННЯ СИЛИ ТЯЖІННЯ

(57) Реферат:

Винахід належить до вимірювальної техніки, може бути використаний для проведення гравіметричних вимірів на рухомій основі у геодезії, геології, інерціальних системах навігації. Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння містить гравіметр, систему визначення поточних навігаційних параметрів і вимірювач поточної висоти, виходи яких підключені до входів бортової обчислювальної машини. Гравіметр встановлений на горизонтально стабілізованій платформі, осі якої забезпечені двигунами. Введені два лінійні акселерометри, розташовані на ГСП та підключені до входів БЦОМ, виходи якої підключені до входів двигунів. Чутливий елемент гравіметра розміщений у герметичному корпусі і виконаний у вигляді верхньої та нижньої металевих обкладок, розділених діелектриком. Верхня металева обкладка з'єднана з герметичним корпусом через перший ізолятор. Нижня металева обкладка з'єднана через другий ізолятор із пружною мембраною, до якої прикріплена сейсмічна маса. Технічним результатом винаходу є підвищення точності вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння та надійності авіаційної гравіметричної системи.

UA 105122 C2

Винахід належить до галузі вимірювальної техніки і може бути використаний для проведення гравіметричних вимірів на рухомій основі у геодезії, геології, інерціальних системах навігації.

Найбільш близьким за сукупністю ознак до винаходу і вибраним як прототип є авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій сили тяжіння [1].

Спільними ознаками прототипу та винаходу є те, що вони містять гравіметр, систему визначення поточних навігаційних параметрів і вимірювач поточної висоти, виходи яких підключені до входів бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ), причому гравіметр встановлений на горизонтальній стабілізованій платформі, осі якої забезпечені двигунами.

Проте, на відміну від винаходу, у системі-прототипі для відокремлення сигналу прискорення сили тяжіння від завад використовується фільтр низьких частот. Результат вимірювань, отриманий за допомогою системи-прототипу, містить значні похибки вимірювання, обумовлені саме нестабільністю параметрів фільтра низьких частот у нестаціонарних умовах, якими характеризуються гравіметричні вимірювання [2]. Ці умови впливають на електронні компоненти фільтра низьких частот, що змінює його частоту зрізу. У кінцевому результаті відфільтрований сигнал не відповідає істинному сигналу прискорення сили тяжіння. Як наслідок, зменшуються як точність вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння, так і надійність всієї авіаційної гравіметричної системи.

Крім того, чутливим елементом прототипу є гравіметр, виконаний на основі двох триступневих гіроскопів. Такий гравіметр вимірює проекції повного вектора прискорення сили тяжіння на осі Ox і Oz , які у вигляді двох сигналів надходять на БЦОМ, де на їх основі обчислюється повний вектор прискорення сили тяжіння. Оскільки вимірювання проводяться на рухомій основі, то у процесі переміщення цієї основи у просторі жодна з довжин проекцій повного вектора прискорення сили тяжіння не відповідає істинній довжині даного вектора. Тому точність системи-прототипу є низькою (1-3 мГл) [2], що у сучасних умовах є недостатнім.

Виходи гравіметра системи-прототипу підключені до входів двигунів, які керують кутовим положенням горизонтально стабілізованої платформи (ГСП). Оскільки вихідні сигнали гравіметра містять значні похибки та посилюються на двигуни без попередньої корекції, то ГСП врівноважується несповна і, як наслідок, знижується точність вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння.

Таким чином, суттєвими недоліками авіаційної гравіметричної системи-прототипу є низькі точність вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння та надійність.

В основу винаходу поставлено задачу вдосконалення авіаційної гравіметричної системи для вимірювань аномалій сили тяжіння, що містить гравіметр, систему визначення поточних навігаційних параметрів і вимірювач поточної висоти, виходи яких підключені до входів БЦОМ, причому гравіметр встановлений на ГСП, осі якої забезпечені двигунами, шляхом того, що введені два лінійні акселерометри, розташовані на ГСП та підключені до входів БЦОМ, виходи якої підключені до входів двигунів, а чутливий елемент гравіметра розміщений у герметичному корпусі і виконаний у вигляді верхньої та нижньої металевих обкладок, розділених діелектриком, причому верхня металева обкладка з'єднана з герметичним корпусом через перший ізолятор, а нижня металева обкладка з'єднана через другий ізолятор із пружною мембраною, до якої прикріплена сейсмічна маса, щоб забезпечити підвищення точності вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння та надійності авіаційної гравіметричної системи.

Поставлена задача вирішується наступним чином.

Чутливий елемент гравіметра авіаційної гравіметричної системи виконано у вигляді верхньої та нижньої металевих обкладок, розділених діелектриком, причому верхня металева обкладка з'єднана з герметичним корпусом через перший ізолятор, а нижня металева обкладка з'єднана через другий ізолятор із пружною мембраною, до якої прикріплена сейсмічна маса. Параметри чутливого елемента гравіметра підібрані таким чином, що його частота власних коливань дорівнює найбільшій частоті гравітаційних прискорень, що може бути виміряна на фоні завад. Тобто, чутливий елемент гравіметра виконує також функції фільтра низьких частот. Це ліквідує вплив на вихідні показання гравіметра похибок, частота яких більша за частоту власних коливань гравіметра, та підвищує точність вимірювання прискорення сили тяжіння.

Чутливий елемент гравіметра системи-винаходу забезпечує вимірювання прискорення сили тяжіння лише в одному напрямку - вздовж осі, перпендикулярної площині встановлення гравіметра (Oz). Тобто, у гравіметра відсутня чутливість до поперечних коливань, що підвищує точність вимірювання прискорення сили тяжіння, і, як наслідок, точність вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння.

UA 105122 C2

Вісь чутливості гравіметра може відхилитися на деякий кут від напрямку місцевої вертикалі. Оскільки напрямок повного вектора прискорення сили тяжіння співпадає з напрямком істинної вертикалі, то внаслідок відхилення осі чутливості гравіметр вимірює не істинне значення цієї осі чутливості. З метою уникнення такої розбіжності між показаннями гравіметра та істинним значенням повного вектора прискорення сили тяжіння створено систему стабілізації вимірювання осі гравіметра. А саме, гравіметр розміщено на ГСП, врівноваження якої не залежить від показань самого гравіметра і реалізується за допомогою двох лінійних акселерометрів та двигунів, керованих БЦОМ. Таким чином, похибки, що є у вихідних показаннях гравіметра, не впливають на виставлення ГСП у горизонтальне положення, що значно підвищує точність вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння.

Крім того, чутливий елемент гравіметра системи-винаходу розміщено у герметичному корпусі, що дозволяє забезпечити стабільність передавального коефіцієнта гравіметра шляхом захисту його від впливу змін температури, атмосферного тиску, вологості повітря тощо. Це підвищить надійність гравіметра, а, отже, і самої авіаційної гравіметричної системи-винаходу в цілому.

Таким чином, запропонована авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння забезпечує суттєве підвищення точності вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння та підвищення надійності авіаційної гравіметричної системи.

Суть винаходу пояснюється кресленнями.

Перелік креслень:

- фіг. 1 - структурна схема авіаційної гравіметричної системи для вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння;

- фіг. 2 - графік спектральної щільності корисного сигналу прискорення сили тяжіння і завад;

- фіг. 3 - система стабілізації осі чутливості гравіметра.

Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння (фіг. 1) містить гравіметр 1, систему 2 визначення поточних навігаційних параметрів і вимірювач 3 поточної висоти, виходи яких підключені до входів БЦОМ 4, а також ГСП 5, осі якої забезпечені двигунами 14, 15 та лінійними акселерометрами 16, 17.

Гравіметр 1 розташований на ГСП 5, яка забезпечує стабілізацію його осі чутливості у положення вертикалі. Чутливий елемент гравіметра 1 розміщений у герметичному корпусі 6 і виконаний у вигляді верхньої 7 та нижньої 8 металевих обкладок, розділених діелектриком 9, причому верхня металева обкладка 7 з'єднана з герметичним корпусом 6 через перший ізолятор 10, а нижня металева обкладка 8 з'єднана через другий ізолятор 11 із пружною мембраною 12, до якої прикріплена сейсмічна маса 13.

Лінійні акселерометри 16, 17 розташовані на ГСП 5 та підключені до входів БЦОМ 4. До виходів БЦОМ підключені входи двигунів 14, 15.

Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння працює таким чином.

Верхня 7 та нижня 8 металеві обкладки чутливого елемента гравіметра 1, розділені діелектриком 9, утворюють конденсатор зі змінним зазором δ та ємністю C . Під час дії прискорення g_z сили тяжіння на сейсмічну масу 13, виникає сила тяжіння, яка зумовлює її рух. Внаслідок такого руху пружна мембрана 12 починає згинатися, чим змінює зазор δ між верхньою 7 та нижньою 8 металевими обкладками, розділених діелектриком 9, а отже, і ємність C , яка обернено пропорційна прискоренню g_z .

У гравіметрі 1 вихідним сигналом є зміна напруги ΔU [3]:

$$\Delta U = U \frac{\Delta C}{C} = U \frac{\Delta \delta}{\delta}, \quad (1)$$

де U - стала напруга між верхньою 7 та нижньою 8 металевими обкладками;

ΔC - зміна ємності конденсатора, утвореного верхньою 7 та нижньою 8 металевими обкладками, розділеними діелектриком 9;

$\Delta \delta$ - зміна зазору між верхньою 7 та нижньою 8 металевими обкладками [3]:

$$\Delta \delta = \frac{g_z}{\omega_0^2}, \quad (2)$$

де ω_0 - частота власних коливань гравіметра 1.

Таким чином, зміна напруги на виході гравіметра 1 дорівнює.

$$\Delta U = \frac{U g_z}{\delta \omega_0^2}. \quad (3)$$

UA 105122 C2

Вихідний сигнал зміни напруги ΔU на виході гравіметра 1 позначимо f_z і запишемо у вигляді [2]:

$$f_z = g_z + \sigma_{\dot{h}}, (4)$$

де \ddot{h} - вертикальне прискорення літального апарата;

5 $\sigma_{\dot{h}}$ - похибка від впливу вертикального прискорення літального апарата.

Переважаюча частота корисного сигналу, який відповідає прискоренню сили тяжіння (фіг. 2, крива 2), дорівнює 0,00175 рад/с, а переважна частота сигналу-завади, який відповідає вертикальному прискоренню рухомої основи - 0,269 рад/с (фіг. 2, крива 1). Частота власних коливань чутливого елемента гравіметра 1 підібрана таким чином, щоб забезпечити відокремлення корисного сигналу прискорення сили тяжіння від сигналу-завади вертикального прискорення рухомої основи.

10 Саме за допомогою низькочастотної фільтрації з частотою зрізу 0,1 рад/с можна відокремлювати корисний сигнал із похибкою, меншою ніж 0,1 мГл. При цьому у вихідному сигналі гравіметра 1, окрім впливу вертикального прискорення рухомої основи, також усуваються інші компоненти збурень, переважна частота яких більша за 0,1 рад/с. До таких збурень належать поступальні віброприскорення з переважною частотою 3140 рад/с та кутові віброприскорення з переважною частотою понад 0,1 рад/с.

Отже, частота ω_0 власних коливань гравіметра 1 дорівнює [3]:

$$\omega_0 = \frac{1}{\tau} \Rightarrow \tau = R_{\Sigma} C_{\Sigma}, (5)$$

20 де τ - стала часу;

R_{Σ} - сумарний опір чутливого елемента гравіметра 1;

C_{Σ} - сумарна ємність чутливого елемента гравіметра 1.

З формули (5) випливає, що частота власних коливань гравіметра 1 буде зменшуватись при збільшенні його сумарних ємності чи опору. Тобто, якщо частота власних коливань гравіметра 1 дорівнює 0,1 рад/с, то стала часу τ дорівнюватиме:

$$\tau = R_{\Sigma} C_{\Sigma} = \frac{1}{\omega_0} = \frac{1}{0,1} = 10 (с) . (6)$$

Стабілізація осі чутливості гравіметра 1 виконується наступним чином (фіг. 3). Лінійні акселерометри 16, 17 встановлені на ГСП 5, що орієнтована у географічній системі координат. Їх осі чутливості спрямовані на північ та схід відповідно, а вихідні сигнали f_y та f_x мають вигляд [2]:

$$f_x = \left(2\dot{r}\dot{\varphi}_c + r\ddot{\varphi}_c \right) \cos \chi + \left(\ddot{r} - r\dot{\varphi}_c^2 \right) \sin \chi - 2r\omega_3 \dot{\lambda} \cos \varphi_c \sin \varphi - r\dot{\lambda} \cos \varphi_c \sin \varphi + \kappa g_z ; (7)$$

$$f_y = 2r\dot{\varphi}_c \omega_3 \sin \varphi_c + 2r\varphi_c \dot{\lambda} \sin \varphi_c - 2\dot{r}\dot{\lambda} \cos \varphi_c - r\ddot{\lambda} \cos \varphi_c - 2\dot{r}\omega_3 \cos \varphi_c - v g_z , (8)$$

де r - радіус місцезнаходження літального апарата (\dot{r}, \ddot{r} - перша та друга його похідні відповідно);

35 κ, v - кути між нормаллями до еліпсоїда і геоїда відповідно у меридіональному перерізі та у площині перерізу, перпендикулярного площині меридіана;

ω, ω_c - географічна та геоцентрична широта відповідно ($\dot{\varphi}_c, \ddot{\varphi}_c$ - перша та друга її похідні відповідно);

χ - відхилення від вертикалі;

40 ω_3 - кутова швидкість обертання Землі;

λ - довгота місця ($\dot{\lambda}, \ddot{\lambda}$ - перша та друга її похідні відповідно).

Отримані сигнали надходять до БЦОМ 4, де формується керуючий сигнал, що надходить на входи двигунів 14, 15, які, у свою чергу, вирівнюють ГСП 5 у нульове положення.

45 Вихідний сигнал гравіметра 1 подається на вхід БЦОМ 4, куди також подаються вихідні сигнали від системи 2 визначення поточних навігаційних параметрів та вимірювача 3 поточної висоти. БЦОМ 4 на основі отриманих даних обчислює аномалії прискорення сили тяжіння за формулою [2]:

UA 105122 C2

$$\Delta g = f_z + E + A - \ddot{h} - \gamma_0, \quad (9)$$

де Δg - аномалія прискорення сили тяжіння;

E - поправка Етвеша;

A - поправка на висоту;

5 γ_0 - довідкове значення прискорення сили тяжіння.

Таким чином, авіаційна гравіметрична система-винахід забезпечує суттєве підвищення точності вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння.

Джерела інформації:

1. Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння: Патент України на винахід 79874, МПК G01V 7/00 / О.М. Безвесільна, Ю.О. Подчашинський. - № а200509695; Заявл. 14.10.05; Опубл. - 25.07.07. - Бюл. № 11. - 4 с.

2. Безвесільна О.М. Вимірювання прискорень / О.М. Безвесільна. - К.: Либідь, 2001.-261 с.

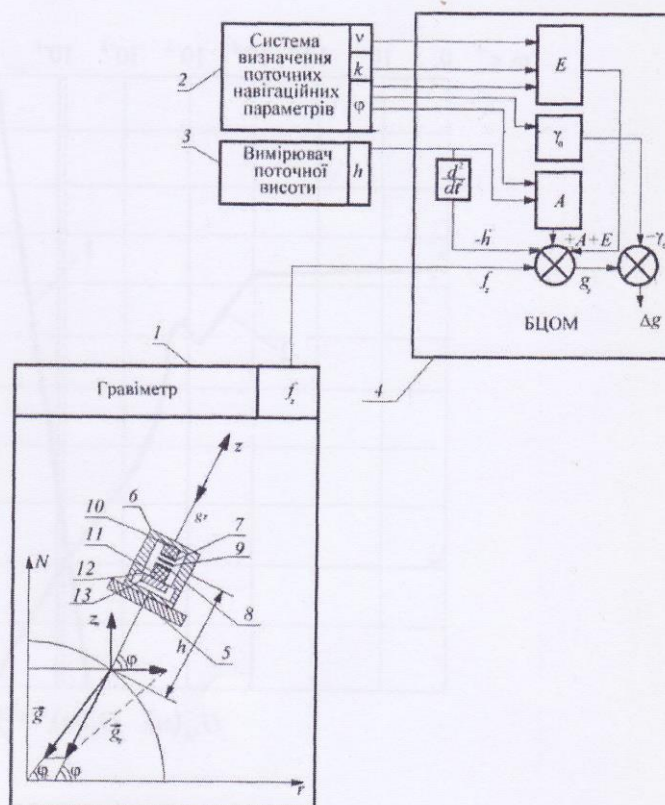
3. Перетворюючі пристрої приладів: Підручник / О.М. Безвесільна, П.М. Таланчук. - К.: ІСДО, 1994. - 448 с.

15

ФОРМУЛА ВИНАХОДУ

Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння, що містить гравіметр (1), систему (2) визначення поточних навігаційних параметрів і вимірювач (3) поточної висоти, виходи яких підключені до входів бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ) (4), причому гравіметр (1) встановлений на горизонтальній стабілізованій платформі (ГСП) (5), осі якої забезпечені двигунами (14), (15), яка відрізняється тим, що введені два лінійні акселерометри (16), (17), розташовані на ГСП (5) та підключені до входів БЦОМ (4), виходи якої підключені до входів двигунів (14), (15), а чутливий елемент гравіметра (1) розміщений у герметичному корпусі (6) і виконаний у вигляді верхньої (7) та нижньої (8) металевих обкладок, розділених діелектриком (9), причому верхня металева обкладка (7) з'єднана з герметичним корпусом (6) через перший ізолятор (10), а нижня металева обкладка (8) з'єднана через другий ізолятор (11) із пружною мембраною (12), до якої прикріплена сейсмічна маса (13).

UA 105122 C2



Фиг. 1

UA 105122 C2

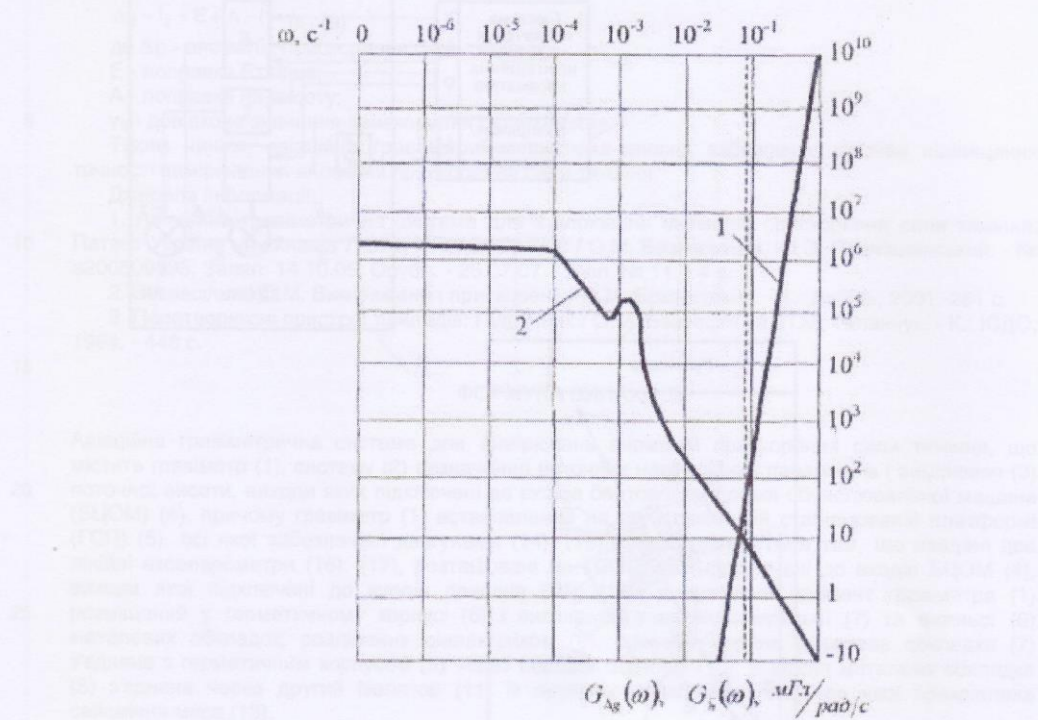
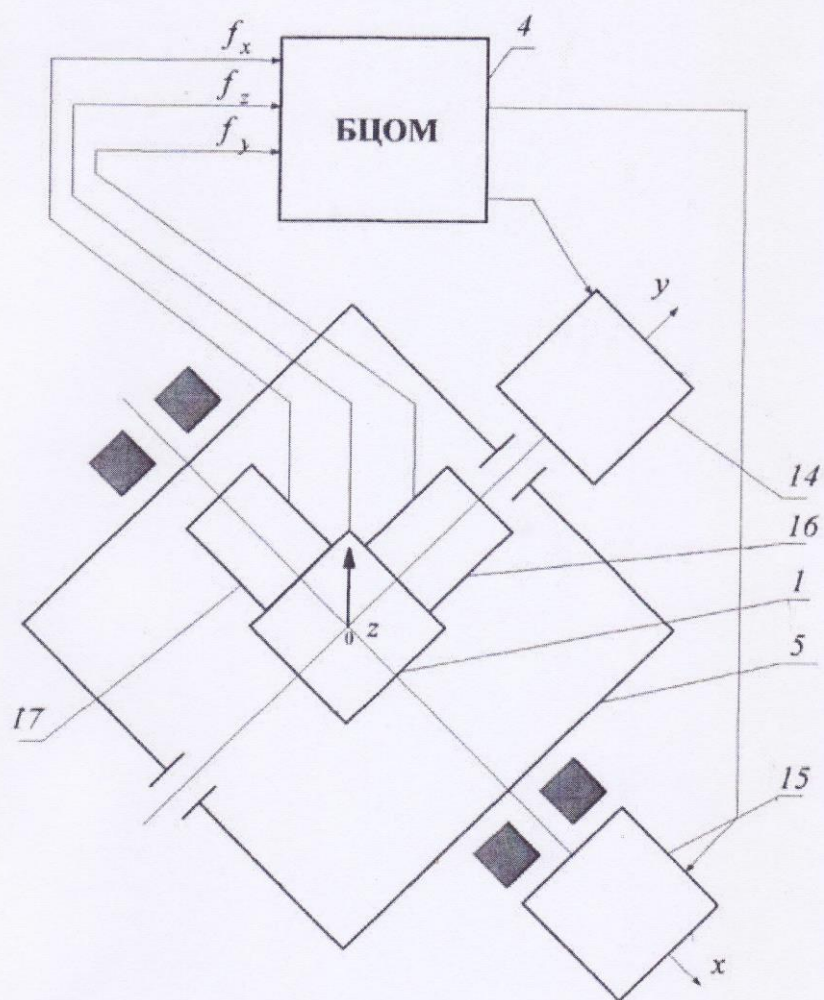


Fig. 2

UA 105122 C2



Фиг. 3

Комп'ютерна верстка І. Скворцова

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Урицького, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

ДП "Український інститут промислової власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601

Додаток Д

Текст програми автоматизованого розрахунку параметрів ЄГ

```
unit MainUnit;
```

```
interface
```

```
uses
```

```
Windows, SysUtils, StdCtrls, Messages, Series, Variants, TeeProcs, Classes, Dia-
logs, Graphics, TeEngine, Controls, ExtCtrls, Forms, Chart;
```

```
type
```

```
TMainForm = class(TForm)
```

```
Label_d: TLabel;
```

```
Edit_d: TEdit;
```

```
Label_S: TLabel;
```

```
Edit_S: TEdit;
```

```
Edit_C1: TEdit;
```

```
Label_C1: TLabel;
```

```
ProcessButton: TButton;
```

```
Label_F: TLabel;
```

```
Edit_F: TEdit;
```

```
OutputDiagram: TChart;
```

```
EquationType: TRadioGroup;
```

```
CloseButton: TButton;
```

```
procedure FormCreate(Sender: TObject);
```

```
procedure ProcessButtonClick(Sender: TObject);
```

```
procedure CloseButtonClick(Sender: TObject);
```

```
private
```

```
{ Private declarations }
```

```

public
{ Public declarations }
end;

```

```

var
  MainForm: TMainForm;
  a, c, S, g, b, d, C1, L, f:real;

```

```

implementation

```

```

{$R *.dfm}

```

```

procedure TMainForm.FormCreate(Sender: TObject);
begin
  a:=8.85;
  b:=1.005;
  c:=2.1;
  g:=4.7;
  L:=0.4;
end;

```

```

procedure TMainForm.ProcessButtonClick(Sender: TObject);
begin
  if EquationType.ItemIndex=0
  then
  begin
    MainForm.OutputDiagram.Series[0].AddXY(d,C1);
    d:=StrToFloat(Edit_d.Text);
    S:=StrToFloat(Edit_S.Text);
    C1:=(a*b*S)/d;

```

```

f:=1/(2*3.14*(sqrt(L*C1))*(exp((-6)*ln(10))));
Edit_C1.Text:=FloatToStr(C1);
Edit_F.Text:=FloatToStr(f);
MainForm.OutputDiagram.Series[0].AddXY(d,C1);
MainForm.OutputDiagram.BottomAxis.Automatic := False;
MainForm.OutputDiagram.LeftAxis.Automatic := False;
MainForm.OutputDiagram.BottomAxis.Minimum:=
MainForm.OutputDiagram.Series[0].MinXValue-
0.05*MainForm.OutputDiagram.Series[0].MaxXValue;
MainForm.OutputDiagram.BottomAxis.Maximum:=
MainForm.OutputDiagram.Series[0].MaxXValue * 1.05;
MainForm.OutputDiagram.LeftAxis.Minimum:=
MainForm.OutputDiagram.Series[0].MinYValue-
0.05*MainForm.OutputDiagram.Series[0].MaxYValue;
MainForm.OutputDiagram.LeftAxis.Maximum:=
MainForm.OutputDiagram.Series[0].MaxYValue*1.05;
end;

```

```

if EquationType.ItemIndex=1
then
begin
MainForm.OutputDiagram.Series[0].AddXY(d,C1);
d:=StrToFloat(Edit_d.Text);
S:=StrToFloat(Edit_S.Text);
C1:=(a*c*S)/d;
f:=1/(2*3.14*(sqrt(L*C1))*(exp((-6)*ln(10))));
Edit_C1.Text:=FloatToStr(C1);
Edit_F.Text:=FloatToStr(f);
MainForm.OutputDiagram.Series[0].AddXY(d,C1);
MainForm.OutputDiagram.BottomAxis.Automatic := False;

```

```

MainForm.OutputDiagram.LeftAxisAutomatic := False;
MainForm.OutputDiagram.BottomAxis.Minimum:=
MainForm.OutputDiagram.Series[0].MinXValue-
0.05*MainForm.OutputDiagram.Series[0].MaxXValue;
MainForm.OutputDiagram.BottomAxis.Maximum:=
MainForm.OutputDiagram.Series[0].MaxXValue*1.05;
MainForm.OutputDiagram.LeftAxis.Minimum:=
MainForm.OutputDiagram.Series[0].MinYValue-
0.05*MainForm.OutputDiagram.Series[0].MaxYValue;
MainForm.OutputDiagram.LeftAxis.Maximum:=
MainForm.OutputDiagram.Series[0].MaxYValue*1.05;
end;

if EquationType.ItemIndex=2
then
begin
MainForm.OutputDiagram.Series[0].AddXY(C1,d);
d:=StrToFloat(Edit_d.Text);
S:=StrToFloat(Edit_S.Text);
C1:=(a*g*S)/d;
f:=1/(2*3.14*(sqrt(L*C1))*(exp((-6)*ln(10))));
Edit_C1.Text:=FloatToStr(C1);
Edit_F.Text:=FloatToStr(f);
MainForm.OutputDiagram.Series[0].AddXY(C1,d);
MainForm.OutputDiagram.BottomAxisAutomatic := False;
MainForm.OutputDiagram.LeftAxisAutomatic := False;
MainForm.OutputDiagram.BottomAxis.Minimum:=
MainForm.OutputDiagram.Series[0].MinXValue-
MainForm.OutputDiagram.BottomAxis.Maximum:=
MainForm.OutputDiagram.Series[0].MaxXValue*1.05;

```

```
MainForm.OutputDiagram.LeftAxis.Minimum:=  
MainForm.OutputDiagram.Series[0].MinYValue-  
0.05*MainForm.OutputDiagram.Series[0].MaxYValue;  
MainForm.OutputDiagram.LeftAxis.Maximum:=  
MainForm.OutputDiagram.Series[0].MaxYValue*1.05;  
end;  
  
end;  
  
procedure TMainForm.CloseButtonClick(Sender: TObject);  
begin  
MainForm.Close;  
end;  
  
end.
```

Додаток Е

Текст програми на ЕОМ для моделювання роботи ємнісного граві- метра під дією зовнішніх збурень

```

unit MainUnit;
interface
uses
  Windows, Classes, Messages, Chart, SysUtils, TeeProcs, Variants, Series,
  Graphics, TeEngine, Controls, Math, Forms, Buttons, Dialogs, StdCtrls, ExtCtrls;
type
  TMainForm = class(TForm)
    SignalDiagram: TChart;
    EEps: TEdit;
    .....
    Series2: TLineSeries;
    Series3: TLineSeries;
    Series4: TLineSeries;
    procedure BitBtn1Click(Sender: TObject);
    procedure Button1Click(Sender: TObject);
  private
    { Private declarations }
  public
    { Public declarations }
  end;
var
  MainForm: TMainForm;
implementation
  {$R *.dfm}
  uses AuxUnit;
  type TDArrary = array of Double;
  function F_func(x, y, z, k1, k2, k3, k4, w: Double): Double;
  begin
    Result := sin(w * x) * k4 - y * (sin(w * x) * k3 + k2) - z * k1 ;
  end;
  procedure getEpsilon(const S: String; var eps: TDArrary);
  var
    i: integer;
    c: char;
    str: string;
  begin
    str := "";
    SetLength(eps, 0);
    for i := 1 to Length(S) do
      begin
        c := S[i];

```



```

if c = ';' then
begin
SetLength(eps, Length(eps) + 1);
eps[high(eps)] := StrToFloat(str);
str := "";
end else if i = Length(S) then
begin
str := str + c;
SetLength(eps, Length(eps) + 1);
eps[high(eps)] := StrToFloat(str);
end else if c <> ' ' then
begin
str := str + c;
end;
end;
end;
procedure TMainForm.BitBtn1Click(Sender: TObject);
var
w, w0, v1, wb, wa, _WW, _P, _R: Double;
t0, tn, H, T: Double;
z1, z2, z3, z4, x, y, z, xt, yt, zt, y1, y2, y3, y4: Double;
j, i: integer;
k1, k2, k3, k4: Double;
eps: TDArry;
begin
getEpsilon(EEps.Text, eps);
w := StrToFloat(eW.Text);
w0 := StrToFloat(EW0.Text);
v1 := StrToFloat(Ev1.Text);
wb := StrToFloat(EWb.Text);
wa := StrToFloat(EWa.Text);
t0 := StrToFloat(ET0.Text);
tn := StrToFloat(ETn.Text);
H := StrToFloat(EH.Text);
_P := StrToFloat(E_P.Text);
_R := StrToFloat(E_R.Text);
if H = 0 then
Exit;
RawData.Clear;
RawData.Lines.BeginUpdate;
for i := 0 to SignalDiagram.SeriesCount - 1 do
begin
SignalDiagram.Series[i].Clear;
SignalDiagram.Series[i].ShowInLegend := false;
end;
for i := 0 to High(eps) do

```

```

begin
    SignalDiagram.Series[i].Title := 'eps = ' + FloatToStr(eps[i]);
    SignalDiagram.Series[i].ShowInLegend := True;
    RawData.Lines.Add(SignalDiagram.Series[i].Title);
    RawData.Lines.Add('t' + #9#9 + 'x(t)');
    k1 := _P * eps[i] * w0;
    k2 := w0 * w0;
    k3 := v1 * wb;
    k4 := _R * wa;
    T := t0;
    // Init
    z := 0;
    x := 0; // x0
    y := 0; // y0
    while T < tn do
    begin
        y1 := H * z;
        z1 := H * f_func(t, y, z, k1, k2, k3, k4, w);
        y2 := H * (z + z1 * 0.5);
        z2 := H * f_func(t + h * 0.5, y + y1 * 0.5, z + z1 * 0.5, k1, k2, k3, k4, w);
        y3 := H * (z + z2 * 0.5);
        z3 := H * f_func(t + h * 0.5, y + y2 * 0.5, z + z2 * 0.5, k1, k2, k3, k4, w);
        y4 := H * (z + z3);
        z4 := H * f_func(t + h, y + y3, z + z3, k1, k2, k3, k4, w);
        yt := y + (y1 + 2 * y2 + 2 * y3 + y4) / 6;
        y := yt;
        zt := z + (z1 + 2 * z2 + 2 * z3 + z4) / 6;
        z := zt;
        T += H;

    end;
    RawData.Lines.Add(' ');
    end;
    RawData.Lines.EndUpdate;
end;
procedure TMainForm.Button1Click(Sender: TObject);
begin
    AuxForm.Visible := True;
    AuxForm.SetFocus;
end;
end.
unit AuxUnit;
interface
uses
    Windows, ComCtrls, Messages, StdCtrls, SysUtils, Grids, Variants, Forms,
    Classes, Controls, Graphics;

```

```

type
  TAuxForm = class(TForm)
    DataTable: TStringGrid;
    Edit1: TEdit;
    Label1: TLabel;
    Button1: TButton;
    Button2: TButton;
    SaveDialog1: TSaveDialog;
    ProgressBar1: TProgressBar;
    Button3: TButton;
    Button4: TButton;
    OpenFileDialog1: TOpenDialog;
    procedure Button1Click(Sender: TObject);
    procedure FormCreate(Sender: TObject);
    procedure Button4Click(Sender: TObject);
    procedure Button3Click(Sender: TObject);
    procedure Button2Click(Sender: TObject);
  private
    { Private declarations }
  public
    { Public declarations }
    function ReplaceSymbol(const S: String; const C1, C2: Char): String;
    function parseString(const S: String; i: Integer): String;
  end;
var
  AuxForm: TAuxForm;
implementation
uses Math, MainUnit;
{$R *.dfm}
function TAuxForm.ReplaceSymbol(const S: String; const C1, C2: Char): String;
var
  i: integer;
begin
  Result := "";
  for i := 1 to Length(S) do
  begin
    if (S[i] = C1) then
      Result := Result + C2
    else
      Result := Result + S[i];
    end;
  end;
function TAuxForm.parseString(const S: String; i: Integer): String;
var
  j: Integer;
  tabCount: Integer;

```

```

begin
  Result := '';
  tabCount := 0;
  for j := 1 to Length(S) do
    begin
      if S[j] = #9 then
        begin
          inc(tabCount);
          continue;
        end;
      if i = tabCount then
        Result := Result + S[j];
      end;
      Result := ReplaceSymbol(Result, '.', ',');
    end;
  procedure TAuxForm.Button1Click(Sender: TObject);
  var
    i: integer;
    s: String;
  begin
    if (TryStrToInt(Edit1.Text, i)) then
      begin
        DataTable.RowCount := i + 1;
      end
    else
      Edit1.Text := IntToStr(DataTable.RowCount - 1);
    end;
  procedure TAuxForm.FormCreate(Sender: TObject);
  begin
    DataTable.Cells[0, 0] := 'eps';
    DataTable.Cells[1, 0] := 'w';
    DataTable.Cells[2, 0] := 'w0';
    DataTable.Cells[3, 0] := 'v1';
    DataTable.Cells[4, 0] := 'wb';
    DataTable.Cells[5, 0] := 'wa';
    DataTable.Cells[6, 0] := 'T0';
    DataTable.Cells[7, 0] := 'Tmax';
    DataTable.Cells[8, 0] := 'step';
    DataTable.Cells[9, 0] := 'P';
    DataTable.Cells[10, 0] := 'R';
  end;
  procedure TAuxForm.Button4Click(Sender: TObject);
  var
    S: TStringList;
    i, j: Integer;
    str: String;

```

```

begin
  if (SaveDialog1.Execute) then
    begin
      S := TStringList.Create;
      for i := 0 to DataTable.RowCount - 1 do
        begin
          str := "";
          for j := 0 to DataTable.ColCount do
            begin
              str := str + DataTable.Cells[j, i] + #9;
            end;
            S.Add(str);
          end;
          s.SaveToFile(SaveDialog1.FileName);
        end;
      end;
    procedure TAuxForm.Button3Click(Sender: TObject);
    var
      S: TStringList;
      i, j: Integer;
      str: String;
    begin
      if (OpenDialog1.Execute) then
        begin
          S := TStringList.Create;
          S.LoadFromFile(OpenDialog1.FileName);
          DataTable.RowCount := S.Count;
          for i := 0 to DataTable.RowCount - 1 do
            begin
              for j := 0 to DataTable.ColCount do
                begin
                  str := parseString(S.Strings[i], j);
                  DataTable.Cells[j, i] := str;
                end;
              end;
            end;
          end;
        end;
      procedure TAuxForm.Button2Click(Sender: TObject);
    var
      i: integer;
      path: String;
      nameDir: String;
      time: TTime;
      h, m, s, ms: Word;
    begin
      path := ExtractFilePath(Application.ExeName);

```

```

time := Now;
DecodeTime(GetTime, h, m, s, ms);
nameDir := DateToStr(date) + '_' + IntToStr(h) + IntToStr(m) + IntToStr(s) +
IntToStr(ms);
nameDir := ReplaceSymbol(nameDir, '.', '_');
ProgressBar1.Position := 0;
if CreateDir(path + nameDir) then
for i := 1 to DataTable.RowCount - 1 do
begin
MainForm.eEps.Text := ReplaceSymbol(DataTable.Cells[0, i], '.', ',');
MainForm.eW.Text := ReplaceSymbol(DataTable.Cells[1, i], '.', ',');
MainForm.EW0.Text := ReplaceSymbol(DataTable.Cells[2, i], '.', ',');
MainForm.Ev1.Text := ReplaceSymbol(DataTable.Cells[3, i], '.', ',');
MainForm.EWb.Text := ReplaceSymbol(DataTable.Cells[4, i], '.', ',');
MainForm.EWa.Text := ReplaceSymbol(DataTable.Cells[5, i], '.', ',');
MainForm.ET0.Text := ReplaceSymbol(DataTable.Cells[6, i], '.', ',');
MainForm.ETn.Text := ReplaceSymbol(DataTable.Cells[7, i], '.', ',');
MainForm.EH.Text := ReplaceSymbol(DataTable.Cells[8, i], '.', ',');
MainForm.E_P.Text := ReplaceSymbol(DataTable.Cells[9, i], '.', ',');
MainForm.E_R.Text := ReplaceSymbol(DataTable.Cells[10, i], '.', ',');
if (Length(MainForm.eEps.Text) > 0) and
(Length(MainForm.eW.Text) > 0) and
(Length(MainForm.EW0.Text) > 0) and
.....
begin
MainForm.BitBtn1.Click;
path += nameDir;
MainForm.RawData.Lines.SaveToFile(path + '\' + IntToStr(i) + '.dat');
MainForm.SignalDiagram.SaveToBitmapFile(path + '\' + IntToStr(i) + '.bmp');
end;
ProgressBar1.Position := Round(i / (DataTable.RowCount - 1) *
ProgressBar1.Max);
end;end;end.

```

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Безвесільна, О. М. Вимірювання гравітаційних прискорень [Текст] / О. М. Безвесільна. – Житомир : ЖІТІ, 2002. – 264 с.
2. Торге, В. Гравиметрия [Текст]: монографія / В. Торге; Пер. Г. А. Шануров, Ред. А. П. Юзефович. – М.: Мир, 1999. – 428 с.
3. Пантелеев, В. Л. Измерение силы тяжести на подвижном основании. Учебное пособие по курсу “Теория измерения силы тяжести (дополнительные главы)” [Текст] / В. Л. Пантелеев, А. А. Булычев. – М., 2003. – 80 с .
4. Безвесільна, О. М. Вимірювання прискорень [Текст] / О. М. Безвесільна. – К.: Либідь, 2001. – 261 с.
5. Веселов, К. Е. Гравиметрическая разведка [Текст] / К. Е. Веселов. – М.: Недра, 1968.– 512 с.
6. Попов, Е. И. Определение силы тяжести на подвижном основании [Текст] / Е. И. Попов. – М. : Наука, 1987. – 218 с.
7. Веселов, К. Е. Гравиметрическая съемка [Текст] / К. Е. Веселов. – М.: Недра, 1986.– 311 с.
8. Безвесільна, О. М. Авіаційні гравіметричні системи та гравіметри [Текст]: монографія / О. М. Безвесільна. – Житомир : ЖДТУ, 2007. – 604 с.
9. Огородова, Л. В. Гравиметрия [Текст] / Л. В. Огородова. – М. : Недра, 1978. – 325с.
10. Нетлтон, Л. Испытание аэрогравиметра [Текст]/ Л. Нетлтон, Л. Лакост, Дж. Харрисон // Геодезическая серия. – М., 1961. – Вып. 12. – С. 25–29.
11. Пущина, Л. З. Измерения с гравиметром на самолете в США [Текст] / Л. З. Пущина// Геодезия и аэрофотосъемка. – М., 1962. – № 1. – С. 123–130.
12. Wei, M. Flight test results from a strapdown airborne gravity system [Text] / M. Wei, K. Schwarz // Journal of Geodesy. – 1998. – Vol. 72. – P. 323–332.

13. Граф, А. Гравиметрия. Принципы измерения, конструкция, техника измерения [Текст] / А. Граф; Пер. П.Ф. Шокина. – М. : Издательство геодезической литературы, 1961. – 111 с.

14. Граф, А. Гравиметрия. Принципы измерения [Текст] / А. Граф. – М. : Наука, 1961. – 112 с.

15. Мобильный гравиметр “Чекан-АМ” [Электронный ресурс] / ОАО “КОНЦЕРН “ЦНИИ “ЭЛЕКТРОПРИБОР”. – Режим доступа : \www/ URL: <http://www.elektropribor.spb.ru/ru/rprod6-1.html> – 26.01.2012 г. – Загл. с экрана.

16. Гравиметр ГИ1/1 [Электронный ресурс] / Раменский приборостроительный завод. – Режим доступа: \www/ URL: [“http://www.rpz.ru/products/other_system/gravimetr_gi_11/”](http://www.rpz.ru/products/other_system/gravimetr_gi_11/) – 26.01.2012 г. – Загл. с экрана.

17. Гравиметр “ГРИН-2000” [Электронный ресурс] / ГИЦ “Южморгеология”. – Режим доступа: \www/ URL: <http://www.ymg.ru/w/Гравиметры> – 20.07.2013 г. – Загл. с экрана.

18. Аэрогравиметр МАГ-1М [Электронный ресурс] / ЗАО “Гравиметрические технологии”. – Режим доступа : \www/ URL: ["http://aerogeo.ru/index.php?option=com_content&view=article&id=76%3A2009-10-15-13-37-44&catid=18%3A2009-06-23-04-49-37&Itemid=21&lang=ru"](http://aerogeo.ru/index.php?option=com_content&view=article&id=76%3A2009-10-15-13-37-44&catid=18%3A2009-06-23-04-49-37&Itemid=21&lang=ru) – 26.01.2012 г. – Загл. с экрана.

19. Лозинская, А. М. Аэрогравиметрическая аппаратура на базе струнных датчиков [Текст] / А. М. Лозинская, З. И. Фомина, И. Л. Яшаев // Прикладная геофизика. – М., 1973. – С. 175–186.

20. Лозинская, А. М. Измерение силы тяжести на борту самолета [Текст] / А. М. Лозинская. – М. : ВИЭМС, 1978. – 70 с.

21. Багрянец, В. О. Аэрогравиметрические измерения с борта самолета [Текст] / В. О. Багрянец // Разведочная геофизика. – М., 1986. – Вып. 105. – С. 105–109.

22. Гравитон-М - аэрогравиметрический комплекс. [Электронный ресурс] / “ВНИИГеофизика”, ГНПП “Аэрогеофизика”, МГТУ имени Н. Баумана. – Режим доступа : \www/ URL: <http://geogk.ru/rus/geophys/grav/grav.shtml> – 26.01.2012 г. – Загл. с экрана.

23. Одинцов, А. А. Динамически настраиваемые гироскопы [Текст] / А. А. Одинцов. – К.: НМК ВО, 1992. – 68 с.

24. Одинцов, А. А. Гироскопический интегратор линейных ускорений [Текст] / А.А. Одинцов. – К. : НМК ВО, 1986. – 68 с.

25. Пат. 53478 Україна, МПК G 01 V 7/00. Гравіметр / С.О. Нечай, Д. Г. Тулупов, О. М. Безвесільна, К. В. Меншикова, Є. І. Бобруйко. – №а2002064813; заяв. 11.06.2002; опубл. 15.01.2003, Бюл. № 1.

26. Буланже, Ю. Д. Аппаратура и методы экспериментальных исследований по гравиметрии [Текст] / Ю. Д. Буланже. – М. : Наука, 1965. – 110с.

27. Сагитов, М. У. Гравиинерциальные исследования [Текст] / М. У. Сагитов. – М. : Наука, 1983. – 260 с.

28. Мудрецова, Е. Н. Гравиразведка [Текст]: справочник геофизика / Е. Н. Мудрецова– М. : Недра, 1990. – 456 с.

29. Маловичко, А. К. Основной курс гравиразведки [Текст] / А. К. Маловичко. – Пермь : Наука, 1981. – 323 с.

30. Gumert, W. R. Third Generation Aerogravity System [Text] / W.R. Gumert // Proceedings of the International Association of Geodesy Symposium G4, IUGG XXI General Assembly.– Boulder, Colorado, 1995. – pp. 153 – 161.

31. The LCT Airborne Gravity System [Text] / J. C. Harrison, J. D. MacQueen, A. C. Rauhut, J. Y. Cruz // Proceedings of the International Association of Geodesy Symposium G4, IUGG XXI General Assembly, – Boulder, Colorado, 1995. – pp. 163 – 168.

32. Wei, M. Analysis of GPS-derived acceleration from airborne tests [Text] / M. Wei, K. Schwarz // Proceedings of the International Association of Geodesy Symposium G4, IUGG XXI General Assembly, – Boulder, Colorado, 1995. – pp 235-249.

33. Hannah J. Airborne Gravimetry: Status Report [Text] / J. Hannah. – Univ. of Otago, New Zealand, 2001. – 11 p.

34. Безвесільна, О. М. Елементи і пристрої автоматики та систем управління. Перетворюючі пристрої приладів та комп'ютеризованих систем: Підручник [Текст] / О. М. Безвесільна. – Житомир: ЖДТУ, 2008. – 700 с.

35. Пат. №105122 Україна, МПК G01V 7/16 (2006.01). Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння / Безвесільна О.М., Ткачук А. Г., Козько К. С. – №а 2013 04061; заяв. 01.04.2013; опубл. 10.04.2014, Бюл. № 7.

36. Пат. 102352 Україна, МПК G01V 1/22 (2006.01). Бездротова система моніторингу сейсмічної активності / Безвесільна О.М., Козько К. С. – №а 2012 09284; заяв. 30.07.2012; опубл. 25.06.2013, Бюл. № 12.

37. Безвесільна, О.М. Вплив зміни температури на стохастичні характеристики похибки ємнісного гравіметра [Текст] // О.М. Безвесільна, К. С. Козько // НПК on-line конференція присвячена Дню науки: тези допов. – Житомир, 2013. – С. 68-69.

38. Bezvesilnaya, E. N. Gravimeter of aviation gravimetric system [Text] / E.N. Bezvesilnaya, A. G. Tkachuk, K. S. Kozko // The advanced science journal (USA). – 2013. – №4. – P. 41–46.

39. Bezvesilnaya, E. N. Gravimeter Output Filtering [Text] / E. N. Bezvesilnaya, A. G. Tkachuk, K. S. Kozko // XV International PhD Workshop OWD 2013 (Poland). – 2013. – №33. – P. 306–309.

40. Bezvesilnaya, E. N. System for airborne gravimetry [Text] / E. N. Bezvesilnaya, A. G. Tkachuk, K. S. Kozko // European Applied Sciences (Germany). – 2013. – №5(2). – P. 37–40.

41. Козько, К.С. Бездротова система моніторингу сейсмічної активності. [Текст] / К. С. Козько, Е.Н. Безвесільна. // Вісник ЖДТУ / Технічні науки. – 2012 №1 (60). – С. 37-41.

42. Козько, К.С. Апаратно-програмний комплекс для експериментального дослідження ємнісного гравіметра. [Текст] / К.С. Козько, Е. Н. Безвесільна. // Вісник Інженерної академії України. – 2013. – № 2. – С.15-17
43. Козько, К. С. Статичні похибки гравіметра [Текст] / К. С. Козько, О. М. Безвесільна // VI МНТК “Інформаційно-комп’ютерні технології 2012”: тези допов. – Житомир, 2012, – с.22-23.
44. Козько, К. С. Знешумлення вихідного сигналу ємнісного гравіметра гравіметра [Текст] / К. С. Козько, О. М. Безвесільна // МНТК «Автоматизация: проблемы, идеи, решения»: тези допов – Севастополь, 2013. – С. 134-135.
45. Безвесільна, О.М. Аналіз конструктивних особливостей ємнісного акселерометра [Текст] / О. М. Безвесільна, Р. О. Демчук, К. С. Козько // Вісник інженерної академії України. – 2013. – №3-4. – с.8-10.
46. Безвесільна, О.М. Моделювання впливу параметрів збурень на роботу гравіметра АГС [Текст] / О. М. Безвесільна, А. А. Горбачов, К. С. Козько, Л. О. Чепюк // Вісник інженерної академії України. – 2014. – №4. – с.16-22.
47. Безвесільна, О.М. Експериментальні дослідження градування акселерометра [Текст] / О. М. Безвесільна, К. С. Козько, Л. О. Чепюк // X International scientific and practical conference “Conduct of modern science” (UK). – 2014. – v. 24. – p. 18-22.
48. Козько, К. С. Вплив зміни температури на стохастичні характеристики похибки інерційного датчика на основі МЕМС [Текст] / К. С. Козько, О. М. Безвесільна. // Перша НТК “Сучасні тенденції розвитку приладобудування”: Луганськ, 2013. – с.136-137.
49. Гравіметр авіаційної гравіметричної системи нового типу [Текст] // О.М. Безвесільна, К. С. Козько // НПК on-line конференція присвячена Дню науки: тези допов.– Житомир, 2014. – С. 224-225.

50. Безвесільна, О. М. Сучасні гравіметри авіаційної гравіметричної системи [Текст] / О. М. Безвесільна, А. Г. Ткачук, К. С. Козько, Л.О. Чепюк // Геофизический журнал. – 2015. – №2, Т.37, – С. 86 – 94.

51. Безвесільна, О. М. Двоканальний ємнісний гравіметр [Текст] / О. М. Безвесільна, К.С. Козько // І всеукраїнська НТК «Комп'ютерні технології: інновації, проблеми, рішення 2015»: тези допов. – Житомир, 17-18.04.2015, с.47-48.

52. Безвесільна, О. М. Ємнісний гравіметр авіаційної гравіметричної системи [Текст] / О.М. Безвесільна, К.С. Козько // Всеукраїнська науково-практична on-line конференція “Технічні науки на сучасному етапі” (присвячена Дню науки): тези допов. – Київ, 13.05.2015, с.52-53.

53. Безвесільна, О. М. Апаратно-програмний комплекс для експериментального дослідження ємнісного гравіметра [Текст] / О. М. Безвесільна, К.С. Козько // 14-та Міжнародна науково-технічна конференція “ПРИЛАДОБУДУВАННЯ: стан і перспективи”: тези допов.– Київ, НТУУ «КПІ», 22-23 квітня 2015, с.98.

54. Безвесільна, О. М. Спосіб компенсації похибок вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння авіаційної гравіметричної системи [Текст] / О. М. Безвесільна, К. С. Козько, Л.О. Чепюк // 8 Міжнародна науково-практична конференція «Інтегровані інтелектуальні робото технічні комплекси (ІРТК-2015), : тези допов.– Київ, 18-19 травня 2015, с.143-145.

55. Безвесільна, О. М. Обробка даних вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння авіаційної гравіметричної системи [Текст] / О. М. Безвесільна, К. С. Козько, Л.О. Чепюк // 8 Міжнародна науково-практична конференція «Інтегровані інтелектуальні робото технічні комплекси (ІРТК-2015) : тези допов.– Київ, 18-19 травня 2015, с.141-142.

56. Безвесільна, О.М. Ємнісний гравіметр спеціалізованої комп'ютеризованої системи [Текст] / О.М. Безвесільна, К. С. Козько // V МНТК Сучасні інформаційні технології – 2015: тези допов. – Житомир ?????, 21-22 квітня 2015, с.107-108.

57. Безвесільна, О. М. Конструкція та математична модель ємнісного гравіметра [Текст] / О. М. Безвесільна, К. С. Козько // VIII НПК студентів та аспірантів "Погляд у майбутнє Приладобудування": тези допов.– Київ, 22-23.04.2015, с. 76.

58. Безвесильная, Е. Н. Современные авиационные гравиметры [Текст] / Е. Н. Безвесильная, А. Г. Ткачук // IX Międzynarodowej naukowo-praktycznej konferencji “Aktualne problemy Nowoczesnych nauk – 2013”.– Перемышль (Польша), 2013. – С. 36-38.

59. Безвесильная, Е. Н. Авиационный гравиметр [Текст] / Е. Н. Безвесильная, А. Г. Ткачук // IX Mezinarodni vedecko-practicka konference “Новости научной мысли-2013”.– Прага (Чехия), 2013. – С. 62-64.

60. Агейкин, Д. И. Датчики контроля и регулирования [Текст] / Д. И. Агейкин, Е.И. Кузнецова. – М.: Машиностроение, 1965. – 928с.

61. Осадчий, Е. П. Проектирование датчиков для измерения механических величин [Текст] / Е. П. Осадчий. – М.: Машиностроение, 1979. – 480 с.

62. Гик, Л. Д. Измерение ускорений [Текст] / Л. Д. Гик. – Новосибирск: Наука, Сиб. отд-ние, 1966. – 240 с.

63. Аш, Ж. Датчики измерительных систем [Текст] / Ж Аш . Книга 2. – М.: Мир, 1992.– 424 с.

64. Шарапов, В. М. Емкостные датчики [Текст] / Шарапов В. М., Минаев И.Г., Базило К.В., Куницкая Л.Г., Сотула Ж.В. – Черкассы: Брама-Украина, 2010. – 152с.

65. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического регулирования. – М.: Наука, 1966. – 992 с

66. Гаврилов А.Н., ред. Приборостроение и средства автоматики. Справочник. Т. 2, кн. 1. – М.: Машиностроение, 1964. – 569 с.

67. Гаврилов А.Н., ред. Приборостроение и средства автоматики. Справочник. Т. 2, кн. 2. – М.: Машиностроение, 1964. – 369 с.

68. Горенштейн И.А., Шульман И.А., Сафарян А.С. Инерциальная навигация. – М.: Сов. радио, 1962. – 248 с.
69. Датчики: Справочное пособие[Текст] / [Шарапов В. М., Полищук Е. С., Кошевой Н. Д. и др.]; под ред. В. М. Шарапова, Е. С. Полищука. – Москва: Техносфера, 2012.– 624 с.
70. Новицкий П.В., ред. Электрические измерения неэлектрических величин. – Л.: Энергия, 1975. – 575 с.
71. Безвесільна, О. М. Наукові дослідження в галузі вимірювання механічних величин [Текст]: Підручник / Безвесільна О. М., Тимчик Г. С., Подчашинський Ю.О. – Житомир: ЖДТУ, 2011.– 976 с.
72. Безвесільна, О. М. Технологічні вимірювання та прилади. Перетворюючі пристрої приладів [Текст]: підручник / О. М. Безвесільна, Г. С. Тимчик. – Житомир: ЖДТУ, 2012. – 812 с.
73. Кухарчук, В. В. Основи метрології та електричних вимірювань [Текст]: підручник / В. В. Кухарчук, Є. Т. Володарський, В. Ю. Кучерук, В. В. Грабко.– Вінниця: ВНТУ, 2012. – 522 с.
74. Пидченко, С. К. Математичне моделювання сило частотних характеристик кварцових резонаторів [Текст] / Пидченко С. К., Таранчук А. А., Стецюк В. І. // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2011. – №2(50). – С. 27-31.
75. Рибіцький, І. В. Математична модель узгоджуючого шару п'єзоперетворювача та розрахунок втрат енергії акустичних коливань при безконтактному способі вимірювання товщини [Текст] / І.В. Рибіцький // Методи та прилади контролю якості. – 2007. – №18. – С. 46-51.
76. Полищук Е.С. Измерительные преобразователи. –К.: Выща шк., 1981. – 296 с.
77. Раковский М.Е., ред. Приборостроение и средства автоматизации: Справочник. Том 4. – М.: Машиностроение, 1965. – 694 с.

78. Туричин А.М., Новицкий П.В., Левшина Е.С. и др. Электрические измерения неэлектрических величин, – Л.: Энергия, 1975. – 576 с..
79. Харкевич А.А. Теория преобразователей. – М.; Л.: Госэнергоиздат, 1948. – 188 с..
80. Бриндли К. Измерительные преобразователи: Справочное пособие: Пер. с англ. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 144 с.
81. Фрайден, Дж. Современные датчики [Текст]: Справочник / Дж. Фрайден. – М.: Техносфера, 2005.– 592 с.
82. Воловик, В. П. Фізика: Для університетів [Текст] / В. П. Воловик – К.: Перун, 2005. – 864 с.
83. Котюк А. Ф. Датчики в современных измерениях. – М.: Радио и связь. – Телеком, 2006. – 96с.
84. Bezvesilna O.M., Prosiuk A.O., N.Krushynska. Two channel MEMS gravimeter // Thesis of Current Trends in Young scientists' Researches. All Ukrainian Scientific and Practical Conference– Zhytomyr: ZSTU – 16 April 2015. – P. 262.
85. Безвесільна О.М., Просюк А.О. Автоматизована гравіметрична система для вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння на базі МЕМС гравіметра // Збірка тез комп'ютерні технології: інновації, проблеми, рішення. Перша всеукраїнська науково-технічна конференція 17-18 квітня 2015 року – Житомир: ЖДТУ, 2015– С. 159.
86. Безвесільна О.М., Просюк А.О. Двоканальний МЕМС гравіметр // Тези. Всеукраїнської науково-практична on-line конференція аспірантів, молодих учених та студентів, присвяченої Дню науки 13-14 травня 2015 року – Житомир: ЖДТУ, 2015.
87. Безвесільна, О. М. Гравіметри та їх виставка [Текст]: монографія / О.М. Безвесільна, А. А. Остапчук, С. С. Ткаченко. – Житомир : ЖДТУ, 2010. – 307 с.
88. Коваленко, І. О. Метрологія та вимірювальна техніка [Текст] : навч. посібник / І.О. Коваленко, А. М. Коваль. – Житомир : ЖІТІ, 2001. – 652 с.

89. Головка, Д. В. Метрологія та основи вимірювань [Текст] / Д. В. Головка, К. Г. Рого, Ю. О. Скрипник – К.: Либідь, 2001. – 407 с.
90. Земельман, М. А. Метрологические основы технических измерений [Текст] / М. А. Земельман. – М. : Изд-во стандартов, 1991. – 227 с.
91. Самотокін, Б. Б. Лекції з теорії автоматичного керування [Текст] / Б. Б. Самотокін. – Житомир : ЖІТІ, 2001. – 508 с.
92. Angle measurement device for posting the sensitivity axis of aviation gravimeter [Text] / E. N. Bezvesilnaya, A. A. Ostapchuk, A. G. Tkachuk, L. O. Cheryuk // The advanced science journal (China). – 2013. – №2. – P. 31–37.
93. Bezvesilnaya, E. N. Laser angle measuring instruments [Text] / E. N. Bezvesilnaya, A. G. Tkachuk // IX міжнародна научна практична конференція “Найновите постиження на європейската наука – 2013”. – София (Болгария), 2013. – С. 52-55.
94. Деккер, К. Устойчивость методов Рунге-Кутты для жестких нелинейных дифференциальных уравнений [Текст] / К. Деккер, Я. Вервер. – М.: Мир, 1988. – 334 с.
95. Безвесільна, О. М. Використання нейронної мережі у комплексі орієнтації і навігації авіаційної гравіметричної системи [Текст] / О. М. Безвесільна // Вісник інженерної академії України. – 2012. – № 2. – С. 46–53.
96. Перетворюючі пристрої приладів. Технологічні вимірювання та прилади [Текст]: підручник / [Безвесільна О. М., Ларін В. Ю., Чичикало Н.І. та ін.]. – Житомир: ЖДТУ, 2011. – 542 с.
97. Нікулішин, В. Практика застосування вейвлет аналізу до гравітаційного поля Місяця [Текст] / В. Нікулішин // Збірник наукових праць “Сучасні досягнення геодезичної науки та виробництва”. – 2012. – № 2. – С. 65–68.
98. Леонтьев, М. К. Виброметрирование авиационных ГТД [Текст]: Учебное пособие / М. К. Леонтьев. – М.: Изд-во МАИ, 1998. – 20с.

99. Засоби вимірювання екологічних параметрів [Текст]: підручник / [Безвесільна О. М., Войницький А. П., Єльнікова Т. О. та ін.]. – Житомир: ЖДТУ, 2009. – 508с.

100. Підсилювач INA116 [Електронний ресурс] / „Texas Instruments”. – Режим доступу : <http://www.ti.com/lit/ds/symlink/ina116.pdf>. – Назва з екрану.

101. Волович, Г. И. Схемотехника аналоговых и аналого-цифровых электронных устройств, 2-е издание [Текст] / Г. И. Волович. – М.: Додэка-XXI, 2007. – 33с.

102. Справочник по схемотехнике усилителей [Текст] / Ю.С. Ежков. – М.: ИП, РадиоСофт, 2002. – 272 с.

103. Цифровой реєстратор KD7 [Електронний ресурс] / “LUMEL”. – Режим доступу: <http://www.ukrteh.kiev.ua/page/text/category=registratori>. – Назва з екрану.

104. Цифровой регистратор “Экограф” [Електронний ресурс] / Закрытое акционерное общество „РОСПРИБОР”. – Режим доступа: <http://росприбор.рф/catalog/funcapp/registratori/150-ekograft.html>. – Заглавие с экрана.

105. Модуль DAQPad-6015/6016 [Електронний ресурс] / “N.I”. – Режим доступа: <http://www.prz.edu.pl/~mikrosys/Specifications.pdf>. – Заглавие с экрана.

106. Модуль NI USB-6008/6009 [Електронний ресурс] / “National Instruments”. – Режим доступа: <http://www.ni.com/pdf/manuals/371303m.pdf> . – Заглавие с экрана.

107. Логический модуль LOGO [Електронний ресурс] / “Siemens”. – Режим доступа: <http://iadt.siemens.ru/?id=28> . – Заглавие с экрана.

108. Логический модуль m-DAQ [Електронний ресурс] / “HOLIT Data Systems Ltd”. – Режим доступа: <http://holit.ua/download/common/docs/hds/m-DAQ.pdf> . – Заглавие с экрана.

109. Гравіметр АНС-114-08 [Електронний ресурс] / ПП “Западприбор”. – Режим доступа: <http://zapadpribor.com/ua/ans-114-08>. – Заглавие с экрана.
110. Кузьмин, В.И. Гравиметрия [Текст]: учеб. пособие / В.И. Кузьмин. – Новосибирск: СГГА, 2011. – 193 с.
111. Безвесільна, О. М. Діагностика гравіметра автоматизованої авіаційної гравіметричної системи шляхом побудови його градууювальної характеристики [Текст] / О. М. Безвесільна, А. Г. Ткачук // Міжнародний науковий журнал “Технологічні комплекси”. – 2013. – №2(8). – С. 144–149.
112. Безвесильная, Е. Н. Авиационный гравиметрический комплекс для измерения аномалий ускорения силы тяжести [Текст] / Е. Н. Безвесильная, А. Г. Ткачук// IX Mezinarodni vedecko-practicka konference “Veda technologie: krok do budoucnosti – 2013”.– Прага (Чехия), 2013. – С. 48-49.
113. Безвесільна, О. М. Експериментальні дослідження гравіметра на вібростенді [Текст] / О. М. Безвесільна, А. Г. Ткачук // VI Міжнародна наук.-техн. конференція “Інформаційно-комп’ютерні технології 2012” : тези допов. – Житомир, 2012. – С. 32-34.
114. Козько, К. С. Расчет кольцевого резонатора пьезоэлектрического двигателя и моделирование его в программном продукте ANSYS. [Текст] / К. С. Козько, Е.Н. Безвесильная, С. Ф. Петренко.// Журнал «Электронное моделирование». – 2012. – Т. 32, №3, – С. 105-113.
115. Антонова А. С. Оценка потенциальной точности бесплатформенной векторной гравиметрической съемки с использованием беспилотных летательных аппаратов. [Текст] /А. С. Антонова, Е. С. Святенко, А. А. Афонин.// <http://nit.miem.edu.ru/sbornik/2009/sec1/019.html>.
116. <http://geogk.ru/rus/geophis/grav/grav.shtml>.
117. <http://www.oilgasindustry.ru/print.php?id=4560>.
118. Безвесільна, О. М. Науко-теоретичні дослідження нового п’єзоелектричного гравіметра автоматизованої авіаційної гравіметричної системи в екстремальних умовах з використанням нейронних мереж: моногра-

фія[Текст] / О. М. Безвесільна, А. Г. Ткачук, Тимчик Г. С. – Житомир : ЖДТУ, 2014. – 225 с.

119. Андреева Л. Е. Упругие элементы приборов. – М.: Машиностроение, 1981. – 392 с., ил.